

## 明 細 書

## タービン翼列構造

## 5 技術分野

本発明は、タービン翼列構造に係り、特に翼体の根元部（翼ルート部）および翼頂部（翼チップ部）のうち、少なくともいずれか一方に改良を加えて作動流体の二次流れに基づく二次流れ損失の低減化を図るタービン翼列構造に関する。

## 10 背景技術

最近の蒸気タービンやガスタービン等の軸流流体機械では、翼列性能の強化が見直されており、その一つに作動流体の二次流れに基づく二次流れ損失の低減化がある。

この二次流れに基づく二次流れ損失は、翼型の形状によって定まるプロファイル損失に匹敵するほど大きな損失になっている。

ここに、二次流れは、以下に示すメカニズムに基づいて発生するものと考えられている。

第 27 図は、例えば、文献「ガスタービンの基礎と実際」（三輪著、平成元年 3 月 18 日発行、（株）成文堂書店、119 ページ）から引用した二次流れの発生メカニズムを説明する概念図である。

なお、第 27 図は、タービンノズルを例示とするものであり、翼体の後縁側から見た概念図である。

第 27 図で示した一方の翼体 1 a と隣接する他方の翼体 1 b とで形成する翼列と、翼体 1 a, 1 b の頂部と根元部とを支持する壁面 3 a, 3 b との間に設けられた流路 4 に流入する作動流体、例えば蒸気は、流路 4 を通過するとき、円弧状に曲げられて次の翼列に流入する。

このとき、隣接する他方の翼体 1 b の背側 5 から一方の翼体 1 a の腹側 6 に向かって遠心力が発生する。この遠心力とバランスさせるために、一方の翼体 1 a の腹側 6 の静圧は高くなっている。反面、隣接する他方の翼体 1 b の背側 5 は、作動流体の流速が大きいため、静圧が低くなっている。

このため、流路 4 には、一方の翼体 1 a の腹側 6 から隣接する他方の翼体 1 b の背側 5 に向かって圧力勾配が生じる。この圧力勾配は、翼体 1 a, 1 b の根元部側お

よび頂部側のそれぞれに生成される境界層にも生じている。

しかし、境界層は、流速が遅く、遠心力も小さいため、一方の翼体 1 a の腹側 6 から隣接する他方の翼体 1 b の背側 5 への圧力勾配に抗しきれず、腹側 6 から背側 5 に向って流れる、いわゆる作動流体の二次流れが生じる。この二次流れには、作動流体が翼体 1 a, 1 b の前縁 7 a, 7 b に衝突したときに生成される、いわゆる馬蹄渦（馬蹄形状渦） 8 a, 8 b の一部が含まれている。

馬蹄渦 8 a, 8 b は、流路 4 を横切って隣接する翼体 1 b の背側 5 に向ってパッセージ渦 9 となって流れ、隣接する他方の翼体 1 b の背側 5 に至るとき、コーナ渦 10 と干渉しながら境界層を巻き上げる。これが、いわゆる二次流れ渦である。

この二次流れ渦は、主流（駆動流体）の流れを乱し、翼列効率低下の要因になっていた。

第 28 図は、この作動流体の二次流れが翼列効率低下にどのような影響を与えているかを 3 次元数値流体解析から得た損失線図である。なお、図中、縦軸は翼体の高さを、また、横軸は全圧をそれぞれ示している。

3 次元数値流体解析から、翼根元部および翼頂部のそれぞれの側には、一方の翼体 1 a の腹側 6 から隣接する他方の翼体 1 b の背側 5 に向って流れるいわゆる二次流れの発生していることが認められた。

また、3 次元数値流体解析を仔細に観察してみると、上述のパッセージ渦 9 a, 9 b が隣接する他方の翼 1 b で巻き上がることによって生じる二次流れ渦と、もともと翼体 1 a, 1 b の前縁 7 a, 7 b で衝突して生成され、背側 5 に沿って流れる馬蹄渦 8 a, 8 b とが合流する領域（第 28 図中の A 領域、B 領域）で著しく全圧損失が大きくなっていることもわかった。

このように、二次流れのメカニズムが究明され、二次流れのメカニズムの究明に伴って二次流れに基づく翼列の効率低下を抑制する技術として、例えば、特開平 1 - 106903 号公報、特開平 4 - 124406 号公報、特開平 9 - 112203 号公報、特開 2000 - 230403 号公報等、数多くの技術が開示されている。

最近、翼体 1 a, 1 b の前縁 7 a, 7 b と壁面 3 a, 3 b との接続部分の周囲の淀み領域に嘴（cusp）状の突出し片を設けてパッセージ渦 9 a, 9 b の強さを抑制して二次流れ損失の低減化を図った技術が米国特許第 6,419,446 号明細書に開示されている。

翼体 1 a, 1 b の前縁 7 a, 7 b と壁面 3 a, 3 b との接続部分の周囲の淀み領域に嘴状の突出し片を設けると、この部分で作動流体が加速され、加速された作動

流体の流れにより馬蹄渦 8 a, 8 b が打ち消され、パッセージ渦 9 a, 9 b の強さが弱まることが文献「Controlling Secondary-Flow Structure by Leading-Edge Airfoil Fillet and Inlet Swirl to Reduce Aero-dynamic Loss and Surface Heat Transfers (Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002, June 3-6, 2002 Amsterdam the Netherlands, GT-2002-30529) で報告されている。

また、この文献によれば、丸みを帯びた（ラウンド型）カスプ状の突出し片の効果にも言及しており、カスプ状の突出し片は、馬蹄渦 8 a, 8 b を翼体 1 a, 1 b の前縁 7 a, 7 b から遠ざける作用を備えているので、パッセージ渦 9 a, 9 b の強さを弱め、翼列損失の低減化を図ることができるが、この条件としてラウンド型カスプ状の突出し片の稜線（分離線）と作動流体の淀み点（作動流体の翼体の前縁への衝突部分）とが一致していることが必要である、と報告されている。

しかし、作動流体の翼体 1 a, 1 b への流入は、負荷（出力）の変動に伴って流量が増減するので、その入射角を制御することが難しい。特に、起動運転時や部分負荷運転時には、作動流体の入射角の制御が難しい。

このため、上述の米国特許第 6, 419, 466 号明細書に記載された技術よりも適用範囲をより一層広くし、作動流体の流量変動があり、ラウンド型カスプ状の突出し片の稜線と作動流体の淀み点とが一致しない場合であっても二次流れ損失の低減が図れるタービン翼列の実現が望まれていた。

本発明は、このような事情に基づいてなされたものであり、作動流体の流量が変動し、これに伴って作動流体の翼体の前縁への入射角が変動しても二次流れに基づく二次流れ損失の低減化が図れるタービン翼列構造を提供することを目的とする。

#### 発明の開示

本発明に係るタービン翼列構造は、上述の目的を達成するために、複数の翼を壁面上に周方向に沿って列状に配置し、壁面に支持された各翼体の作動流体流に対向する前縁部と前記壁面との間の角部に、作動流体流の上流側に向って延びる被覆部を設けたを特徴とする。

また、上記観点における好適な実施例では、前記被覆部は、翼体の根元部側および頂部側のうち、少なくともいずれか一方に設けられている。

前記被覆部は、上流側から翼体の前縁の高さ方向に向って隆起部として形成することができる。前記隆起部は、上流側の据部分から翼体の前縁の高さ方向に向って凹曲面状に形成できる。

前記凹曲面状に形成した隆起部は、上流側の据部分から翼体の前縁に向う距離を  $L_0$  とし、壁面から前記前縁の高さ方向に向う距離を  $H_0$  とするとき、距離  $L_0$  は、 $L_0 = (2 \sim 5) H_0$  の範囲に設定するとともに、前記壁面から前記前縁の高さ方向に向う距離  $H_0$  は、作動流体の境界層の厚さを  $T$  とするとき、 $H_0 = (0.5 \sim 2.0) T$  の範囲に設定したことを特徴とする。

また、前記凹曲面状に形成した隆起部は、翼体の前縁に衝突する作動流体の淀み点を基準に前記翼体の腹側および背側のそれぞれに向って延びる扇状に形成しても良い。前記扇状に形成した隆起部は、翼体の前縁に衝突する作動流体の淀み点を基準として角度  $\theta$  に振り分けるとき、その角度  $\theta$  は、 $\theta = \pm 15^\circ \sim \pm 60^\circ$  の範囲に設定できる。

前記被覆部は、上流側から翼体の前縁の高さ方向に向って隆起部として形成するとともに、前記隆起部を予め別体として作製しておいた被覆接続片、前記翼体との一体削り出し片および溶接施工による肉盛部のうち、いずれかを選択して構成することができる。

さらにまた、前記翼体は、翼体の根元部側および頂部側のうち、少なくともいずれか一方において前記壁面に支持されるようにしても良い。

前記翼体はその根元部側で前記壁面で支持されており、前記壁面を翼体の前縁から上流側に向って右下りの直線状の傾斜面に形成しても良い。前記翼体はその根元部側で前記壁面で支持されており、前記壁面を翼体の中間部分から上流の前縁側に向って右下りの傾斜曲面に形成しても良い。

前記翼体はその根元部側および頂部側で前記壁面で支持されており、前記壁面を翼体の前縁から上流側に向って右下りの直線状の傾斜面および右上りの直線状の傾斜面のそれぞれに形成しても良い。また、前記翼体はその根元部側および頂部側で前記壁面で支持されており、前記壁面を翼体の中間部分から上流の前縁側に向って右下りの傾斜曲面および右上りの傾斜曲面に形成しても良い。

さらにまた、前記翼体はその根元部側および頂部側で前記壁面で支持されており、前記壁面を翼体の根元部側を支持する壁面を前記翼体の中間部分から上流の前縁側に向って右下りの傾斜曲面に形成するとともに、前記翼体の頂部側を支持する壁面を翼体の前縁から上流側に向って右上りの直線状の傾斜面に形成しても良い。

また、前記翼体を支持する壁面は平坦に形成されていることを特徴とする。

上述した本発明に係るタービン翼列構造によれば、翼体と壁面との角部に覆設した被覆部を断面が曲面状の隆起部として形成し、この隆起部の据部分を上流側に向



って延ばして表面積を広くし、表面積を広くした前記曲面状の隆起部で作動流体の流れを加速させて前記翼体の前縁からの馬蹄渦の生成を抑制する構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。従って、本発明の翼列構造は、例えば、タービンの動翼、および静翼（タービンノズル）に適応しえ、作動流体流によるパッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。

以下、添付図面の好適な実施例参照の下、本発明は更に詳しく説明される。

#### 図面の簡単な説明

- 10 第1図は、本発明に係るタービン翼列構造の第1実施形態を示す概念図である。  
第2図は、第1図のII-II矢視方向から見たタービン翼列構造の側面図である。  
第3図は、本発明に係るタービン翼列構造の第2実施形態を示す概念図である。  
第4図は、第3図のIV-IV矢視方向から見たタービン翼列構造の側面図である。  
第5図は、本発明に係るタービン翼列構造の第3実施形態を示す概念図である。  
15 第6図は、第5図のVI-VI矢視方向から見たタービン翼列構造の側面図である。  
第7図は、本発明に係るタービン翼列構造の第4実施形態を示す概念図である。  
第8図は、第7図のVIII-VIII矢視方向から見たタービン翼列構造の側面図である。  
第9図は、本発明に係るタービン翼列構造の第5実施形態を示す概念図である。  
第10図は、第9図のX-X矢視方向から見たタービン翼列構造の側面図である。  
20 第11図は、本発明に係るタービン翼列構造の第6実施形態を示す概念図である。  
第12図は、第11図のXII-XII矢視方向から見たタービン翼列構造の側面図である。  
第13図は、本発明に係るタービン翼列構造の第7実施形態を示す概念図である。  
第14図は、第13図のXIV-XIV矢視方向から見たタービン翼列構造の側面図である。  
25 第15図は、本発明に係るタービン翼列構造の第8実施形態を示す概念図である。  
第16図は、第15図のXVI-XVI矢視方向から見たタービン翼列構造の側面図である。  
第17図は、本発明に係るタービン翼列構造の第9実施形態を示す概念図である。  
30 第18図は、第17図のXVIII-XVIII矢視方向から見たタービン翼列構造の側面図である。  
第19図は、本発明に係るタービン翼列構造の第10実施形態を示す概念図であ

る。

第20図は、第19図のXX-XX矢視方向から見たタービン翼列構造の側面図である。

第21図は、本発明に係るタービン翼列構造の第11実施形態を示す概念図である。

5 第22図は、第21図のXXII-XXII矢視方向から見たタービン翼列構造の側面図である。

第23図は、本発明に係るタービン翼列構造の第12実施形態を示す概念図である。

10 第24図は、図23のXXIV-XXIV矢視方向から見たタービン翼列構造の側面図である。

第25図は、本発明に係るタービン翼列構造の第13実施形態を示す概念図である。

第26図は、図25のXXVI-XXVI矢視方向から見たタービン翼列構造の側面図である。

15 第27図は、従来のタービン翼列構造を示す概念図である。

第28図は、従来のタービン翼列構造の二次流れ損失を示す線図である。

#### 発明を実施するための最良の形態

20 以下、本発明に係るタービン翼列構造の実施形態を図面および図面に付した符号を引用して説明する。

第1図は、タービン動翼を例示とする本発明に係るタービン翼列構造の第1実施形態を示す概念図である。

25 本実施形態に係るタービン翼列構造は、例えば、タービンディスク等のほぼ平坦に形成された壁面13に植設された複数個の動翼の列状構造に係り、周方向に沿って列状に配置された一方の翼体11aと隣接する他方の翼体11bとのそれぞれの前縁12a, 12bと、壁面13との角部（根元部）に前縁12a, 12bから作動流体の上流側に向って長く延びる被覆部（フィレット）14a, 14bを設けた事とに特徴を有する構造を備えたものである。

30 上記の被覆部（フィレット）14a, 14bは、翼体11a, 11bの前縁12a, 12bを囲うように覆設される。

被覆部14a, 14bは、第2図に示すように、壁面13における作動流体流の上流側の据部分15a, 15bから翼体11a, 11bの前縁12a, 12bの高

さ方向に向って断面が、例えば、凹曲面状に隆起された隆起部 1 6 a, 1 6 b として形成され、この隆起部 1 6 a, 1 6 b は予め別体で作製しておいた被覆接続片、翼体 1 1 a, 1 1 b との一体削り出し片、溶接施工による肉盛部のうち、いずれかで構成される。

- 5      また、断面が凹曲面状の隆起部 1 6 a, 1 6 b として形成する被覆部 1 4 a, 1 4 b は、据部分 1 5 a, 1 5 b から翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b に向う距離を  $L_o$  とし、壁面 1 3 から前縁 1 2 a, 1 2 b の高さ方向に向う距離を  $H_o$  とするとき、距離  $L_o$  を、 $L_o = (2 \sim 5) H_o$  とするとともに、壁面 1 3 から高さ方向に向う距離  $H_o$  を境界層の厚さ  $T$  を勘案して、 $H_o = (0.5 \sim 2.0) T$ 、  
10      程度の範囲に設定される。

- このように、本実施形態は、翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b から作動流体流の上流側に向って延び、断面が、前縁 1 2 a, 1 2 b の高さ方向に向って例えば凹曲面状に隆起させた隆起部 1 6 a, 1 6 b として形成した被覆部 1 4 a, 1 4 b を翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b に設け、この被覆部 1 4 a, 1 4  
15      b で作動流体の流れを加速させ、馬蹄渦の生成を抑制する構成したので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。

第 3 図および第 4 図は、タービン動翼を例示とする本発明に係るタービン翼列構造の第 2 実施形態を示す概念図である。

なお、第 1 実施形態の構成要素と同一構成要素には同一符号を付す。

- 20      本実施形態に係るタービン翼列構造は、第 1 実施形態と同様に、例えば、タービンディスク等のほぼ平坦に形成された壁面 1 3 に植設するとともに、周方向に沿って列状に配置された翼列の一方の翼体 1 1 a と隣接する他方の翼体 1 1 b とのそれぞれの前縁 1 2 a, 1 2 b と壁面 1 3 との角部に前縁 1 2 a, 1 2 b から作動流体流の上流側に向って長く延びる被覆部（フィレット）1 4 a, 1 4 b を設けるとと  
25      もに、この被覆部 1 4 a, 1 4 b を翼の前縁 1 2 a, 1 2 b に対し、翼体 1 1 a, 1 1 b の腹側 1 7 a, 1 7 b および背側 1 8 a, 1 8 b のそれぞれに向って延びる扇状に形成したものである。

- 扇状に形成した被覆部 1 4 a, 1 4 b は、淀み点（作動流体が前縁に衝突する位置）を基点に翼体 1 1 a, 1 1 b のそれぞれの腹側 1 7 a, 1 7 b および背側 1 8  
30      a, 1 8 b に向って角度  $\theta$  を振り分けるとき、その角度  $\theta$  を、 $\pm 15^\circ \leq \theta \leq \pm 60^\circ$  の範囲に設定したのである。

また、扇状に形成した被覆部 1 4 a, 1 4 b は、第 1 実施形態と同様に、第 4 図

に示すように、壁面 1 3 における上流側の据部分 1 5 a, 1 5 b から翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b の高さ方向に向って断面が、例えば凹曲面状に隆起させた隆起部 1 6 a, 1 6 b として形成され、この隆起部 1 6 a, 1 6 b を予め別体で作製しておいた被覆接続片、翼体 1 1 a, 1 1 b との一体削り出し片、溶接施工  
5 による肉盛部のうち、いずれかで構成される。

また、断面が凹曲面状の隆起部 1 6 a, 1 6 b に形成する被覆部 1 4 a, 1 4 b は、第 1 実施形態と同様に、据部分 1 5 a, 1 5 b から翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b に向う距離を  $L_o$  とし、壁面 1 3 からの高さ方向に向う距離を  $H_o$  とするとき、距離を  $L_o = (2 \sim 5) H_o$  とするとともに、壁面 1 3 から高さ方向  
10 に向う距離  $H_o$  を境界層の厚さ  $T$  を勘案して、 $H_o = (0.5 \sim 2.0) T$ 、程度の範囲に設定される。

このように、本実施形態は、翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b から作動流体流の上流側に向って延び、断面が、前縁 1 2 a, 1 2 b の高さ方向に向って例えば凹曲面状に隆起させた隆起部 1 6 a, 1 6 b として形成する被覆部 1 4 a, 1  
15 4 b を翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b に設けると共に、被覆部 1 4 a, 1 4 b を、作動流体の、前縁 1 2 a, 1 2 b への入射角の広い変動に対処させて扇状に形成し、被覆部 1 4 a, 1 4 b で作動流体の流れを加速させる一方、馬蹄渦を前縁 1 2 a, 1 2 b から遠からしめ、馬蹄渦の生成を抑制し、境界層を薄くする構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させること  
20 ができる。

なお、本実施形態に係るタービン翼列構造は、タービン動翼に適用したが、この例に限らず、例えば、第 5 図および第 6 図に示すように、タービンノズル（静翼）に適用してもよい。

すなわち、タービンノズルは、周方向に沿って列状に配置する翼体 1 1 a, 1 1  
25 b を、頂部側に設けたダイアフラム外輪等の平坦に形成された壁面 1 3 b と根元部側に設けたダイアフラム内輪等の平坦に形成された壁面 1 3 a とで支持している。

このような構成を備えたタービンノズル（静翼）に対し、本実施形態における翼列構造は、翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b の根元部側と壁面 1 3 a との角部に扇状に形成する被覆部 1 4 a<sub>1</sub>, 1 4 b<sub>1</sub> を設けるとともに、翼体 1 1 a, 1  
30 1 b の頂部側と壁面 1 3 b との角部を扇状の被覆部 1 4 a<sub>2</sub>, 1 4 b<sub>2</sub> をそれぞれ設けたものである。なお、他の構成要素およびそれに対応する部分は、第 2 実施形態と同一になっているので、重複説明を省略する。



このように本実施形態は、タービンノズルの翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b における根元部側および頂部側のそれぞれから上流側に向って延び、断面が前縁 1 2 a, 1 2 b の高さ方向に向って例えば凹曲面状に隆起させた隆起部 1 6 a<sub>1</sub>, 1 6 a<sub>2</sub>, 1 6 b<sub>1</sub>, 1 6 b<sub>2</sub>として形成した被覆部 1 4 a<sub>1</sub>, 1 4 a<sub>2</sub>, 1 4 b<sub>1</sub>, 1 4 b<sub>2</sub>を翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b に設けるとともに、被覆部 1 4 a<sub>1</sub>, 1 4 a<sub>2</sub>, 1 4 b<sub>1</sub>, 1 4 b<sub>2</sub>を、作動流体の、前縁 1 2 a, 1 2 b への入射角の広い変動に対処させて扇状に形成し、被覆部 1 4 a<sub>1</sub>, 1 4 a<sub>2</sub>, 1 4 b<sub>1</sub>, 1 4 b<sub>2</sub>で作動流体を加速させる一方、馬蹄渦を前縁 1 2 a, 1 2 b から遠からしめ、馬蹄渦の生成を抑制し、境界層を薄くする構成としたので、パッセージ渦の強さを弱め二次流れ損失をより一層低減させることができる。

第 7 図および第 8 図は、タービン動翼を例示とする本発明に係るタービン翼列構造の第 4 実施形態を示す概念図である。

なお、第 1 実施形態の構成要素と同一構成要素には同一符号を付す。

本実施形態に係るタービン翼列構造は、第 1 実施形態と同様に、タービンディスク等の壁面 1 3 に植設された翼列構造中一方の翼体 1 1 a と隣接する他方の翼体 1 1 b とのそれぞれの前縁 1 2 a, 1 2 b と壁面 1 3 との角部（根元部）に前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って長く延び、断面が、前縁 1 2 a, 1 2 b の高さ方向に向って例えば、凹曲面状に隆起させた隆起部 1 6 a, 1 6 b として形成した被覆部 1 4 a, 1 4 b を翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁部 1 2 a, 1 2 b に設ける一方、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持する壁面 1 3 を前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って右下りの直線状の傾斜面 1 9 に形成したものである。

なお、他の構成要素およびそれに対応する部分は、第 1 実施形態と同一になっているので重複説明を省略する。

このように、本実施形態は、翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って延び、断面が、前縁 1 2 a, 1 2 b の高さ方向に向って例えば、凹曲面状に隆起させた隆起部 1 6 a, 1 6 b として形成した被覆部 1 4 a, 1 4 b を翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁部 1 2 a, 1 2 b に設ける一方、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持する壁面 1 3 を前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って右下りの直線状の傾斜面 1 9 に形成し、被覆部 1 4 a, 1 4 b および傾斜面 1 9 で作動流体の流れを加速させ、馬蹄渦の生成を抑制する構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。

第 9 図および第 10 図は、タービン動翼を例示とする本発明に係るタービン翼列

構造の第 5 実施形態を示す概念図である。

なお、第 1 実施形態の構成要素と同一構成要素には同一符号を付す。

本実施形態に係るタービン翼列構造は、第 1 実施形態と同様に、タービンディスク等の壁面 1 3 に植設された翼列の一方の翼体 1 1 a と隣接する他方の翼体 1 1 b とのそれぞれの前縁 1 2 a, 1 2 b と壁面 1 3 との角部（根元部）に前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って長く延び、断面が前縁 1 2 a, 1 2 b の長さ方向に向って、例えば、凹曲面状に隆起させた隆起部 1 6 a, 1 6 b として形成した被覆部 1 4 a, 1 4 b を翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b に設ける一方、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持する壁面 1 3 を翼体 1 1 a, 1 1 b の中間部分から上流の前縁 1 2 a, 1 2 b 側に向って、右下りの傾斜曲面 2 0 に形成したものである。

なお、他の構成要素およびそれに対応する部分は、第 1 実施形態と同一になっているので、重複説明を省略する。

このように、本実施形態は、翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って延び、断面が前縁 1 2 a, 1 2 b の高さ方向に向って、例えば、凹曲面状に隆起させた隆起部 1 6 a, 1 6 b として形成した被覆部 1 4 a, 1 4 b を翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b に設ける一方、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持する壁面 1 3 を翼体 1 1 a, 1 1 b の中間部分から上流の前縁 1 2 a, 1 2 b 側に向って、右下りの傾斜曲面 2 0 に形成し、被覆部 1 4 a, 1 4 b および傾斜曲面 2 0 で作動流体の流れを加速させ、馬蹄渦の生成を抑制する構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。

第 1 1 図および第 1 2 図は、タービン動翼を例示とする本発明に係るタービン翼列構造の第 6 実施形態を示す概念図である。

なお、第 2 実施形態の構成要素と同一構成要素には同一符号を付す。

本実施形態に係るタービン翼列構造は、第 2 実施形態と同様に、例えば、タービンディスク等の壁面 1 3 に植設された翼列構造の一方の翼体 1 1 a と隣接する他方の翼体 1 1 b とのそれぞれの前縁 1 2 a, 1 2 b と壁面 1 3 との角部に前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って長く延び、断面が前縁 1 2 a, 1 2 b の高さ方向に向って、例えば、凹曲面状に隆起させた隆起部 1 6 a, 1 6 b として形成し、かつ前縁 1 2 a, 1 2 b に対し、扇状に形成する被覆部 1 4 a, 1 4 b を翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b に備える一方、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持する壁面 1 3 を前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って右下りの直線状の傾斜面 1 9 に形成したものである。

なお、他の構成要素およびそれに対応する部分は、第2実施形態と同一になっているので、重複説明を省略する。

このように、本実施形態は、翼体11a, 11bの前縁12a, 12bから上流側に向って延び、断面が前縁12a, 12bの高さ方向に向って、例えば、凹曲面  
5 状に隆起させた隆起部16a, 16bを扇状に形成する被覆部14a, 14bを翼体11a, 11bの前縁12a, 12bに備える一方、翼体11a, 11bを支持する壁面13を前縁12a, 12bから上流側に向って、右下りの直線状の傾斜面19に形成し被覆部14a, 14bおよび傾斜面19で作動流体の流れを加速させ馬蹄渦を前縁12a, 12bから遠からしめ、馬蹄渦の生成を抑制し、境界層を薄  
10 くする構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。

第13図および第14図は、タービンノズル（静翼）を例示とする本発明に係るタービン翼列構造の第7実施形態を示す概念図である。

なお、第1実施形態および第3実施形態の構成要素と同一構成要素には同一符号  
15 を付す。

本実施形態に係るタービン翼列構造は、第3実施形態と同様に、タービンノズルの頂部側に設けたダイヤフラム外輪等の壁面13aとタービンノズルの根元部側に設けたダイヤフラム内輪等の壁面13bとで支持させた翼列構造における翼体11a, 11bの前縁12a, 12bの頂部側および根元部側のそれぞれと壁面13a, 13bのそれぞれとの角部に被覆部14a<sub>1</sub>, 14a<sub>2</sub>, 14b<sub>1</sub>, 14b<sub>2</sub>を設けた  
20 ものである。

被覆部14a<sub>1</sub>, 14a<sub>2</sub>, 14b<sub>1</sub>, 14b<sub>2</sub>はタービンノズルの翼体11a, 11bの前縁12a, 12bにおける頂部側および根元部側のそれぞれから上流側に向って延び、断面が、前縁12a, 12bの高さ方向に向って、例えば凹曲面状に  
25 隆起させた隆起部16a<sub>1</sub>, 16a<sub>2</sub>, 16b<sub>1</sub>, 16b<sub>2</sub>として形成させるとともに、作動流体の前縁12a, 12bへの入射角の広い変動に対処させて隆起部16a<sub>1</sub>, 16a<sub>2</sub>, 16b<sub>1</sub>, 16b<sub>2</sub>を扇状に形成させている。

また、本実施形態は、翼体11a, 11bを支持する壁面13a, 13bのうち、根元部側の壁面13aを前縁12a, 12bから上流側に向って右下りの直線状に  
30 傾斜面19aに形成するとともに、頂部側の壁面13bも前縁12a, 12bから上流側に向って右上りの直線状の傾斜面19bに形成されている。

なお、他の構成要素およびそれに対応する部分は、第1実施形態および第3実施

形態と同一になっているので、重複説明を省略する。

このように、本実施形態は、翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b における頂部側および根元部側のそれぞれから上流側に向って延び、断面が、前縁 1 2 a, 1 2 b の高さ方向に向って、例えば凹曲面状に隆起させた、隆起部 1 6 a<sub>1</sub>, 1 6 a<sub>2</sub>, 1 6 b<sub>1</sub>, 1 6 b<sub>2</sub> を扇状に形成した被覆部 1 4 a<sub>1</sub>, 1 4 a<sub>2</sub>, 1 4 b<sub>1</sub>, 1 4 b<sub>2</sub> を翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b に設け、被覆部 1 4 a<sub>1</sub>, 1 4 a<sub>2</sub>, 1 4 b<sub>1</sub>, 1 4 b<sub>2</sub> を作動流体の前縁 1 2 a, 1 2 b への入射角の広い変動に対処して扇状に形成させる。

一方、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持する壁面 1 3 a, 1 3 b のうち、根元部側の壁面 1 3 a を前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って右下りの直線状の傾斜面 1 9 a に形成させるとともに、頂部側の壁面 1 3 b を前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って右上りの直線状の傾斜面 1 9 b として形成させ、根元部側および頂部側のそれぞれを被覆部 1 4 a<sub>1</sub>, 1 4 a<sub>2</sub>, 1 4 b<sub>1</sub>, 1 4 b<sub>2</sub> および傾斜面 1 9 a, 1 9 b で作動流体の流れを加速させ、馬蹄渦を前縁 1 2 a, 1 2 b から遠からしめ、馬蹄渦の生成を抑制し、境界層を薄くする構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱め、翼体 1 1 a, 1 1 b の根元部側および頂部側のそれぞれの二次流れ損失をより一層低減させることができる。

なお、本実施形態は、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持する壁面 1 3 a, 1 3 b のうち、根元部側の壁面 1 3 a を前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って右下りの直線状の傾斜面 1 9 a に形成させるとともに、頂部側の壁面 1 3 b を前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って右上りの直線状の傾斜面 1 9 b に形成させたが、この例に限らず、第 1 5 図および第 1 6 図に示すように、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持する壁面 1 3 a, 1 3 b のうち、根元部側の壁面 1 3 a を前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って右下りの直線状の傾斜面 1 9 a にしてもよく、また、第 1 7 図および第 1 8 図に示すように、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持する壁面 1 3 a, 1 3 b のうち頂部側の壁面 1 3 b を前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って右上りの直線状の傾斜面 1 9 b にしてもよい。

第 1 9 図および第 2 0 図は、タービン動翼を例示とする本発明に係るタービン翼列構造の第 1 0 実施形態を示す概念図である。

なお、第 2 実施形態の構成要素と同一構成要素には同一符号を付す。

本実施形態に係るタービン翼列構造は、第 2 実施形態と同様に、例えば、タービンディスク等の壁面 1 3 に植設された翼列の一方の翼体 1 1 a と隣接する他方の翼



体 1 1 b とのそれぞれの前縁 1 2 a, 1 2 b と壁面 1 3 との角部に前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って長く延び、断面が前縁 1 2 a, 1 2 b の高さ方向に向って、例えば凹曲面状に隆起させた隆起部 1 6 a, 1 6 b として形成し、かつ前縁 1 2 a, 1 2 b に対し、扇状に形成する被覆部 1 4 a, 1 4 b を翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁  
5 部 1 2 a, 1 2 b に設ける一方、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持する壁面 1 3 を翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b の中間部分から上流の前縁 1 2 a, 1 2 b 側に向って右下りの傾斜曲面 2 0 に形成したものである。

なお、他の構成要素およびそれに対応する部分は、第 2 実施形態と同一になっているので説明を省略する。

10      このように、本実施形態は、翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って延び、断面が前縁 1 2 a, 1 2 b の高さ方向に向って、例えば、凹曲面状に隆起させた隆起部 1 6 a, 1 6 b を扇状に形成した被覆部 1 4 a, 1 4 b を翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b に設ける一方、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持する壁面 1 3 を翼体 1 1 a, 1 1 b の中間部分から上流の前縁 1 2 a, 1 2 b 側に向って右下りの傾斜曲面 2 0 に形成し、被覆部 1 4 a, 1 4 b および傾斜曲面 2 0  
15      で作動流体の流れを加速させ、馬蹄渦を前縁 1 2 a, 1 2 b から遠からしめ、馬蹄渦の生成を抑制し、境界層を薄くする構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。

        なお、本実施形態に係るタービン翼列構造は、タービン動翼に適用しているが、  
20      この例に限らず、タービンノズル（静翼）に適用してもよい。この場合、タービンノズルは、第 2 1 図および第 2 2 図に示すように、翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b の根元部側と壁面 1 3 a との角部に扇状に形成する被覆部 1 4 a<sub>1</sub>, 1 4 b<sub>1</sub> を備えるとともに、翼体 1 1 a, 1 1 b の頂部側と壁面 1 3 b との角部にも、扇状の被覆部 1 4 a<sub>2</sub>, 1 4 b<sub>2</sub> をそれぞれ備える。

25      また、本実施形態に係るタービンノズルは、翼体 1 1 a, 1 1 b の両端を、壁面 1 3 a, 1 3 b で支持させるが、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持させる壁面 1 3 a, 1 3 b のうち、根元部側および頂部側のそれぞれの壁面 1 3 a, 1 3 b を、例えば、第 2 1 図および第 2 2 図に示すように、翼体 1 1 a, 1 1 b の中間部分から上流の前縁 1 2 a, 1 2 b 側に向って、右下りおよび右上りのそれぞれの傾斜曲面 2 0 a, 2 0 b に形成してもよく、また、第 2 3 図および第 2 4 図に示すように、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持する壁面 1 3 a, 1 3 b のうち、根元部側の壁面 1 3 a を、翼体 1 1 a, 1 1 b の中間部分から上流の前縁 1 2 a, 1 2 b 側に向って右下りの傾斜  
30

曲面 2 0 a に形成してもよく、また、第 2 5 図および第 2 6 図に示すように、翼体 1 1 a, 1 1 b を支持する壁面 1 3 a, 1 3 b のうち、根元部側の壁面 1 3 a を、翼体 1 1 a, 1 1 b の中間部分から上流の前縁 1 2 a, 1 2 b 側に向って右下りの傾斜曲面 2 0 a に形成させ、頂部側の壁面 1 3 b を、前縁 1 2 a, 1 2 b から上流側に向って右上りの直線状の傾斜面 1 9 として形成させてもよい。

#### 産業上の利用可能性

本発明に係るタービン翼列構造は、翼体と壁面との角部に覆設した被覆部を断面が曲面状の隆起部として形成し、この隆起部の据部分を上流側に向って延ばして表面積を広くし、表面積を広くした前記曲面状の隆起部で作動流体の流れを加速させて前記翼体の前縁からの馬蹄渦の生成を抑制する構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができ、本発明の翼列構造は、例えば、タービンの動翼、および静翼（タービンノズル）に適応しうる物で、作動流体流によるパッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる等、産業上の利用可能盛性大なる発明である。

## 請求の範囲

1. 複数の翼を壁面上に周方向に沿って列状に配置したタービンの翼列構造において、壁面に支持された各翼体の作動流体流に対向する前縁部と前記壁面との間の角部に、作動流体流の上流側に向って延びる被覆部を設けたを特徴とするタービン翼列構造。  
5
2. 前記被覆部は、翼体の根元部側および頂部側のうち、少なくともいずれか一方に設けられたことを特徴とする請求の範囲第1項記載のタービン翼列構造。  
10
3. 前記被覆部は、上流側から翼体の前縁の高さ方向に向って隆起部として形成したことを特徴とする請求の範囲第1項記載のタービン翼列構造。
4. 前記隆起部は、上流側の据部分から翼体の前縁の高さ方向に向って凹曲面状に形成したことを特徴とする請求の範囲第3項記載のタービン翼列構造。  
15
5. 前記凹曲面状に形成した隆起部は、上流側の据部分から翼体の前縁に向う距離を $L_0$ とし、壁面から前記前縁の高さ方向に向う距離を $H_0$ とすると、距離 $L_0$ は、 $L_0 = (2 \sim 5) H_0$ の範囲に設定するとともに、前記壁面から前記前縁の高さ方向に向う距離 $H_0$ は、作動流体の境界層の厚さを $T$ とすると、 $H_0 = (0.5 \sim 2.0) T$ の範囲に設定したことを特徴とする請求の範囲第4項記載のタービン翼列構造。  
20
6. 前記凹曲面状に形成した隆起部は、翼体の前縁に衝突する作動流体の淀み点を基準に前記翼体の腹側および背側のそれぞれに向って延びる扇状に形成したことを特徴とする請求の範囲第4項記載のタービン翼列構造。  
25
7. 前記扇状に形成した隆起部は、翼体の前縁に衝突する作動流体の淀み点を基準として角度 $\theta$ に振り分けるとき、その角度 $\theta$ は、 $\theta = \pm 15^\circ \sim \pm 60^\circ$ の範囲に設定したことを特徴とする請求の範囲第6項記載のタービン翼列構造。  
30
8. 前記被覆部は、上流側から翼体の前縁の高さ方向に向って隆起部として形成す

るとともに、前記隆起部を予め別体として作製しておいた被覆接続片、前記翼体との一体削り出し片および溶接施工による肉盛部のうち、いずれかを選択して構成することを特徴とする請求の範囲第 1 項記載のタービン翼列構造。

5      9. 前記翼体は、翼体の根元部側および頂部側のうち、少なくともいずれか一方において前記壁面に支持されていることを特徴とする請求の範囲第 1 項記載のタービン翼列構造。

10      10. 前記翼体はその根元部側で前記壁面で支持されており、前記壁面を翼体の前縁から上流側に向って右下りの直線状の傾斜面に形成したことを特徴とする請求の範囲第 9 項記載のタービン翼列構造。

15      11. 前記翼体はその根元部側で前記壁面で支持されており、前記壁面を翼体の中間部分から上流の前縁側に向って右下りの傾斜曲面に形成したことを特徴とする請求の範囲第 9 項記載のタービン翼列構造。

20      12. 前記翼体はその根元部側および頂部側で前記壁面で支持されており、前記壁面を翼体の前縁から上流側に向って右下りの直線状の傾斜面および右上りの直線状の傾斜面のそれぞれに形成したことを特徴とする請求の範囲第 9 項記載のタービン翼列構造。

25      13. 前記翼体はその根元部側および頂部側で前記壁面で支持されており、前記壁面を翼体の中間部分から上流の前縁側に向って右下りの傾斜曲面および右上りの傾斜曲面に形成したことを特徴とする請求の範囲第 9 項記載のタービン翼列構造。

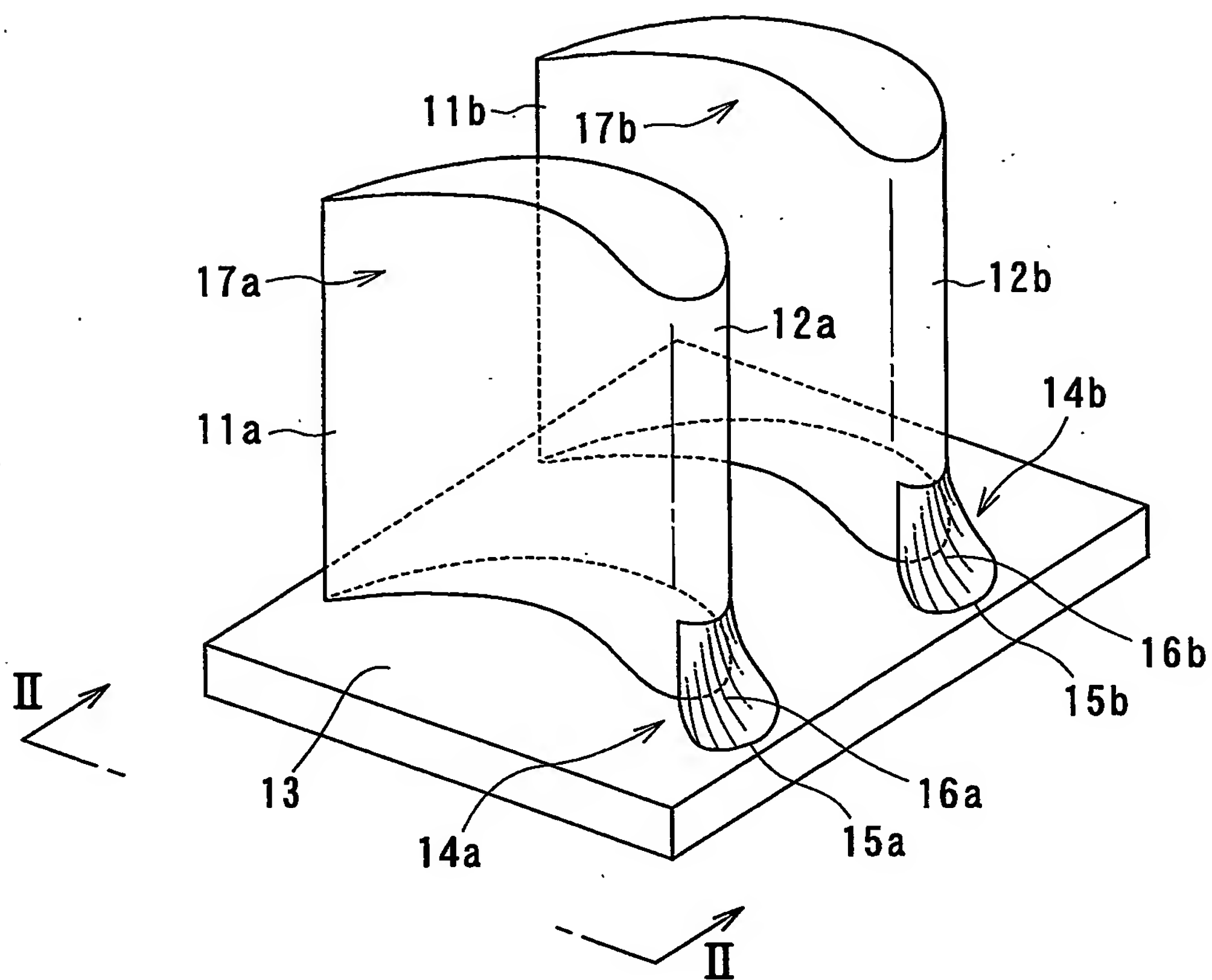
30      14. 前記翼体はその根元部側および頂部側で前記壁面で支持されており、前記壁面を翼体の根元部側を支持する壁面を前記翼体の中間部分から上流の前縁側に向って右下りの傾斜曲面に形成するとともに、前記翼体の頂部側を支持する壁面を翼体の前縁から上流側に向って右上りの直線状の傾斜面に形成したことを特徴とする請求の範囲第 9 項記載のタービン翼列構造。

15. 前記翼体を支持する壁面を平坦に形成したことを特徴とする請求の範囲第 1

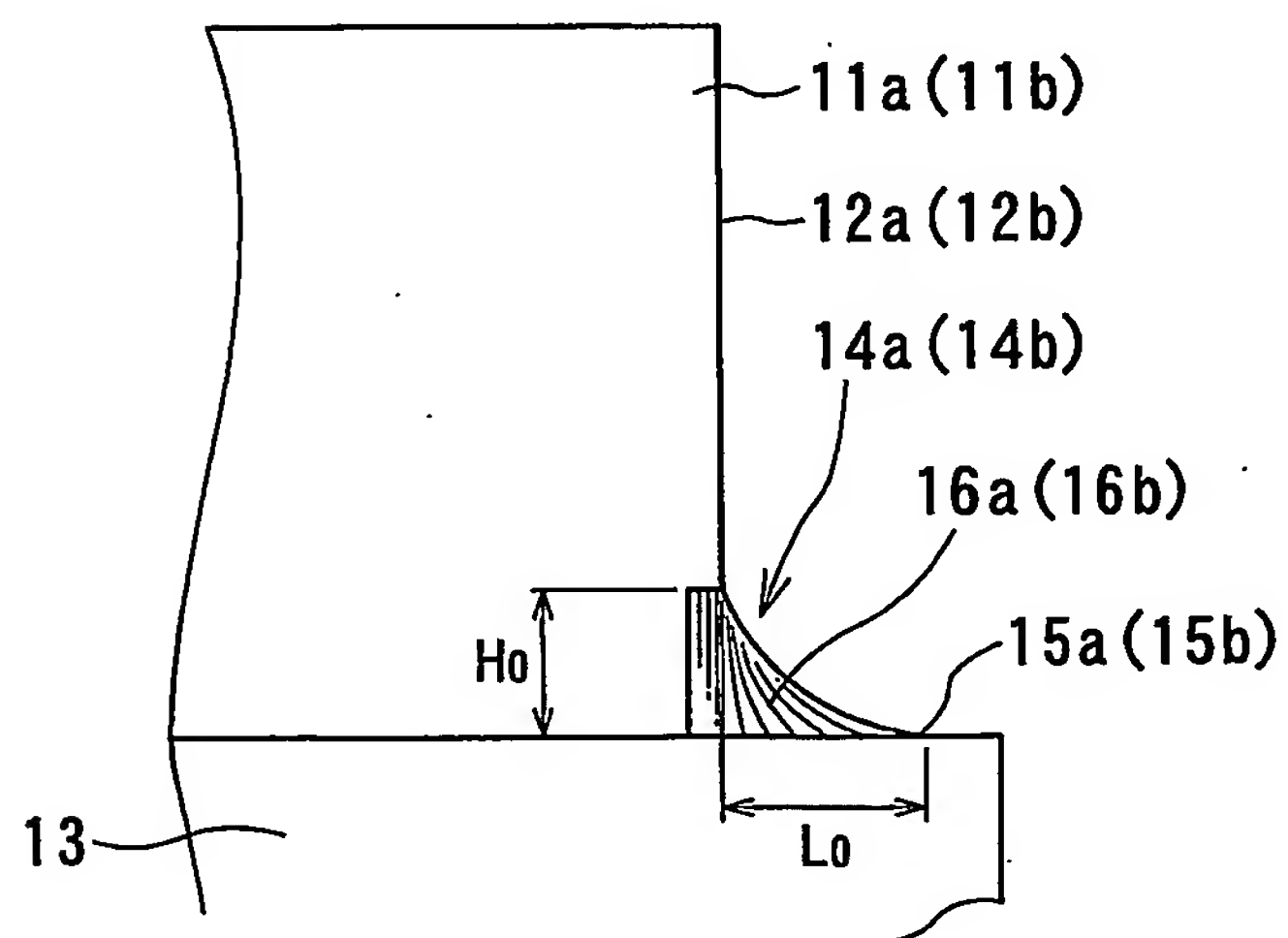


項記載のタービン翼列構造。

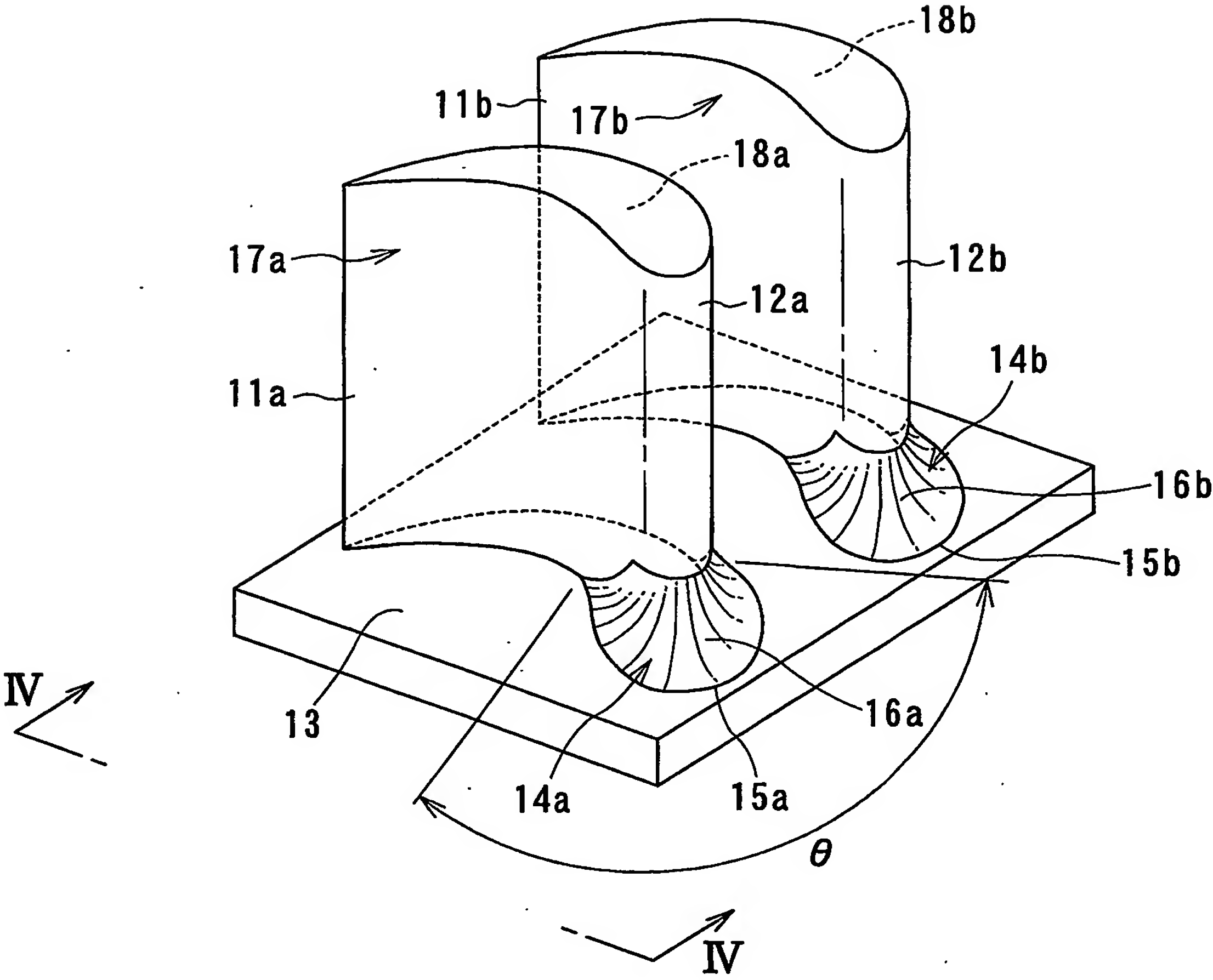
1/20



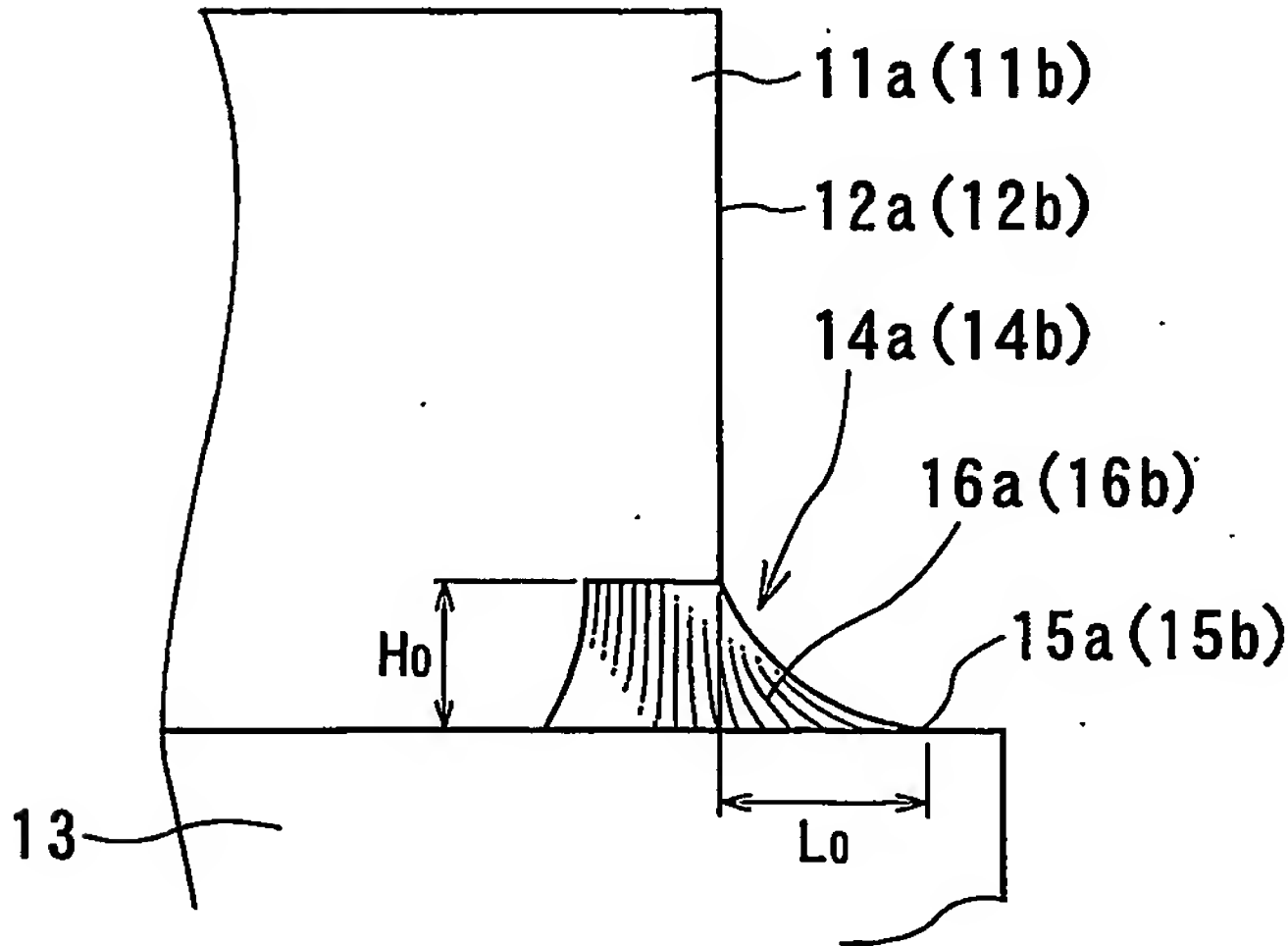
第1図



第2図

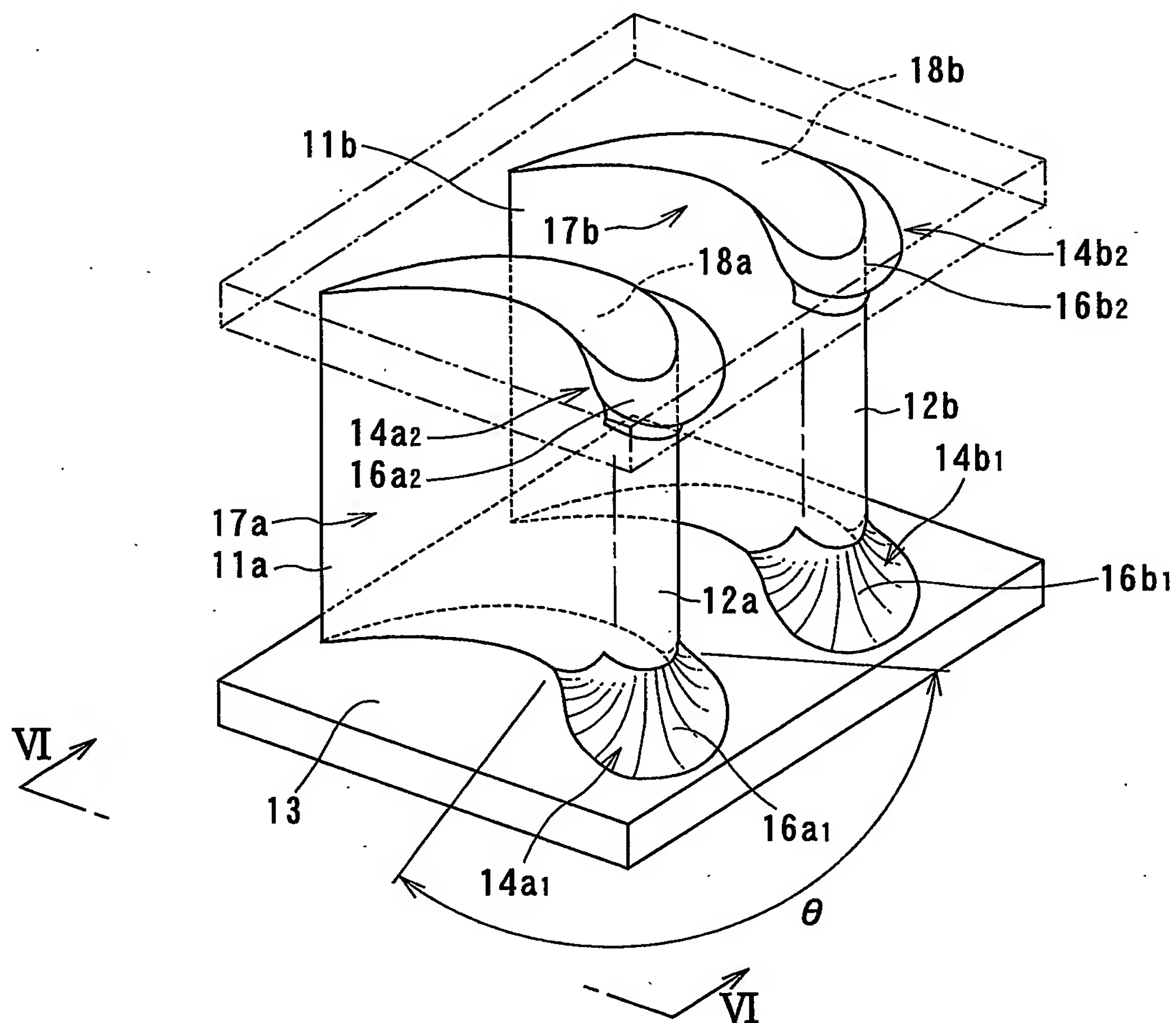


第3図

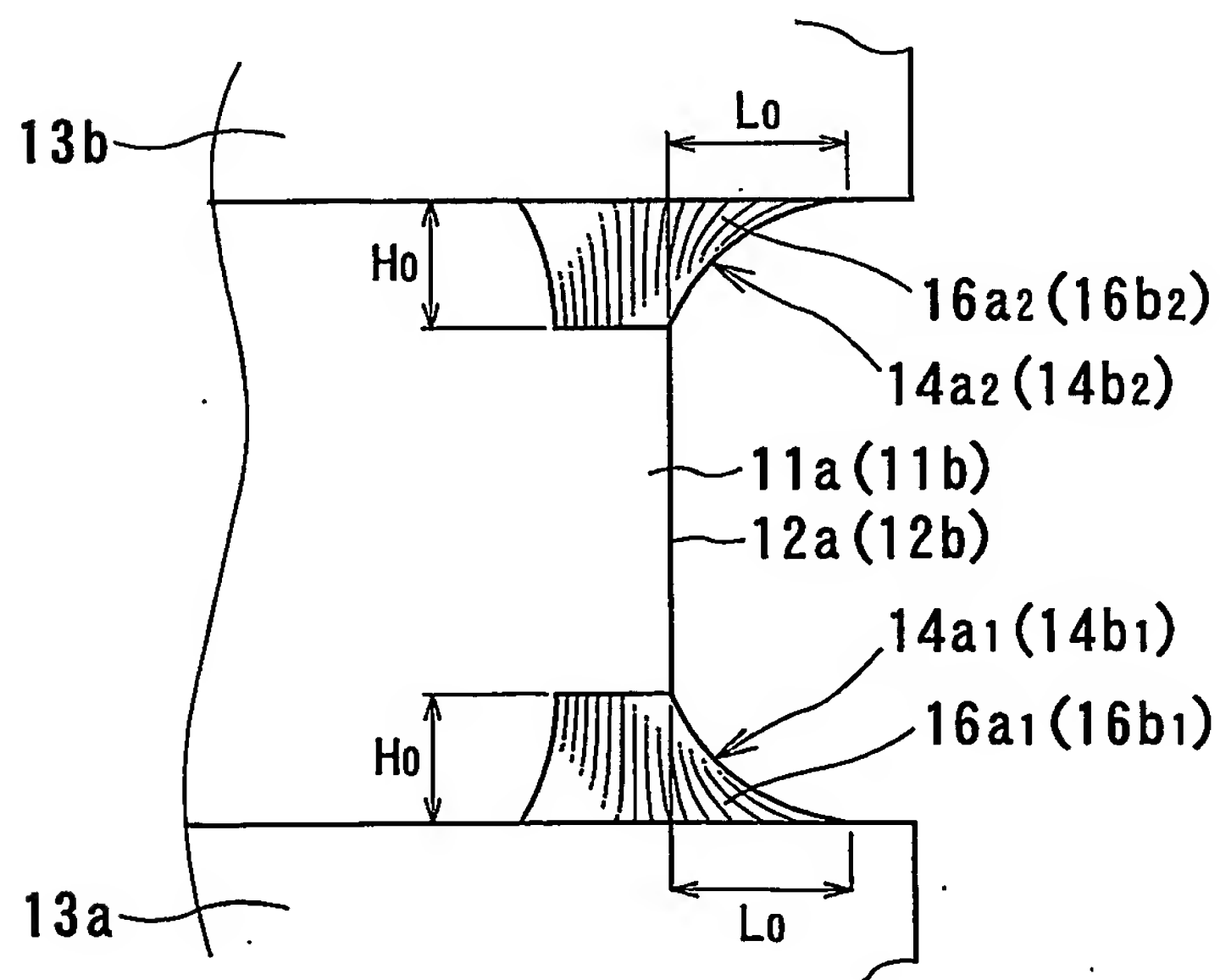


第4図

3/20



第5図

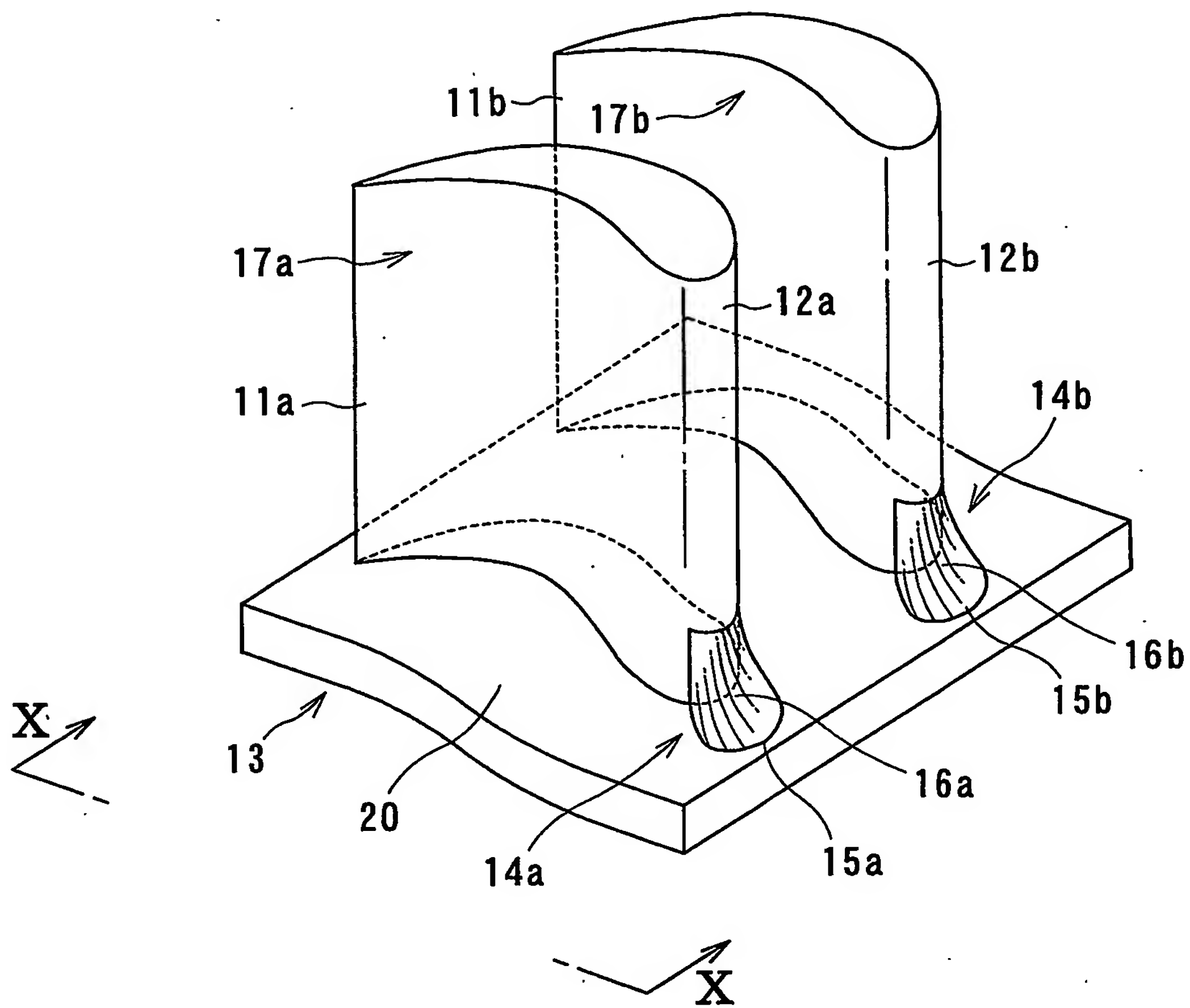


第6図

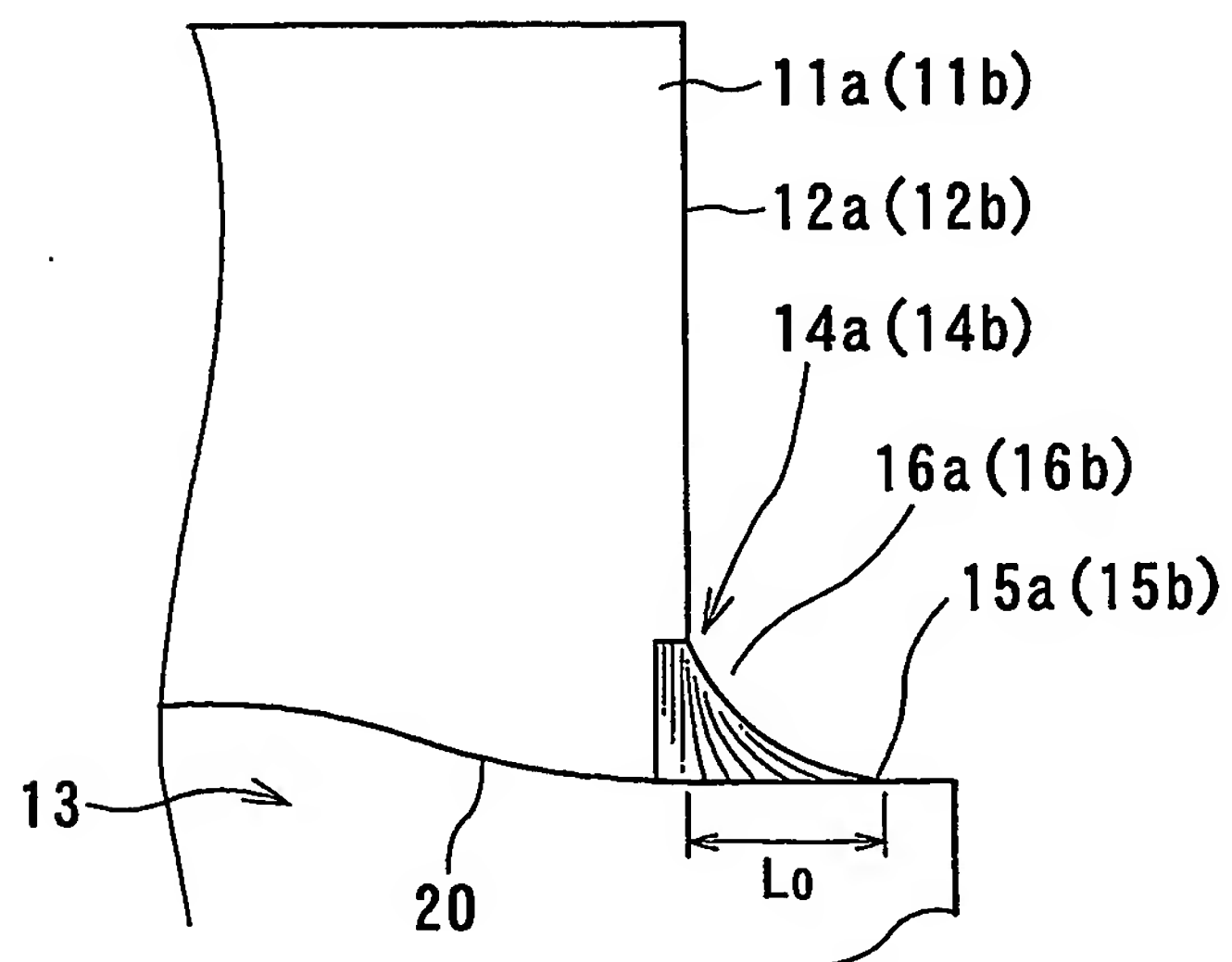




5/20

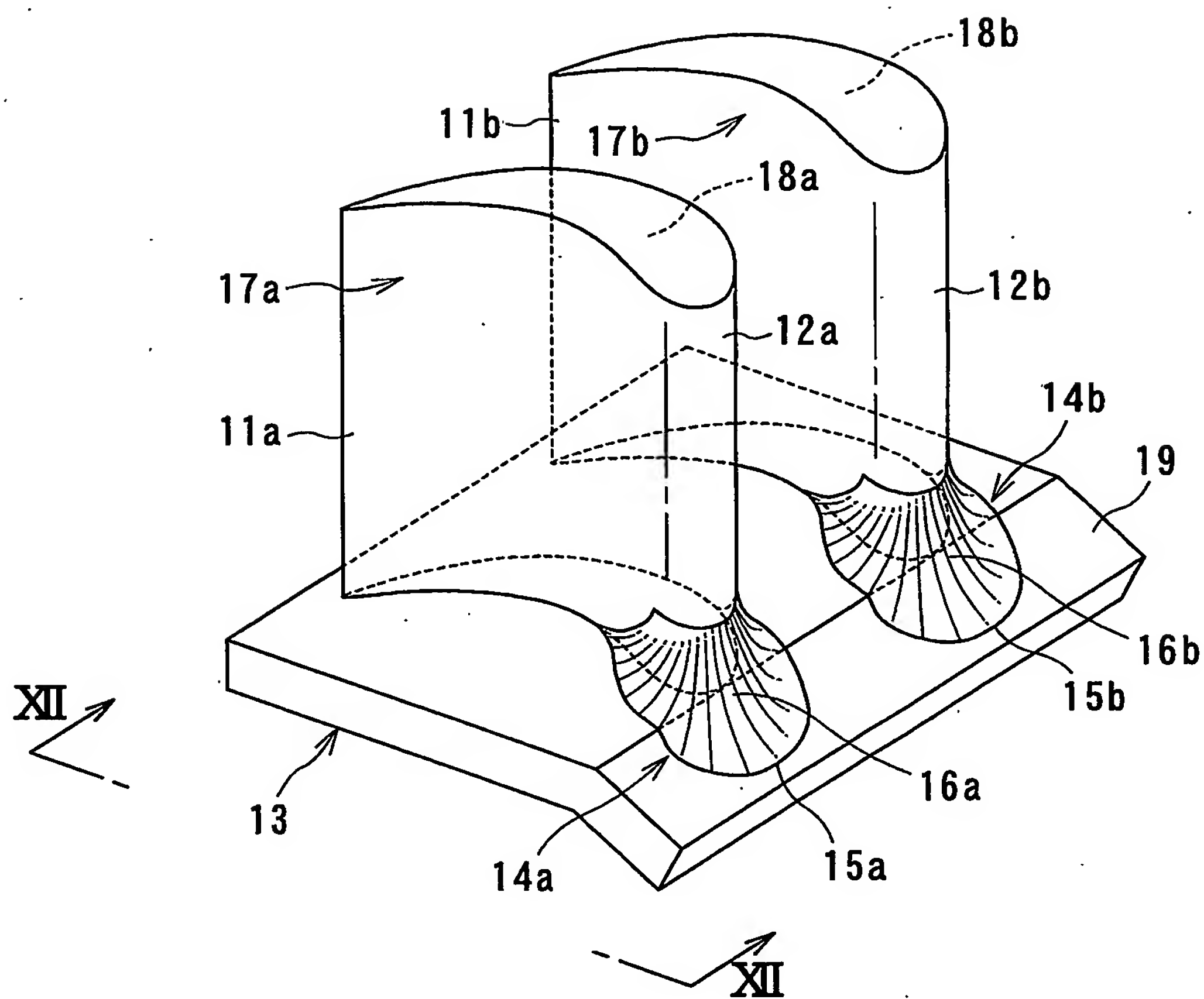


第9図

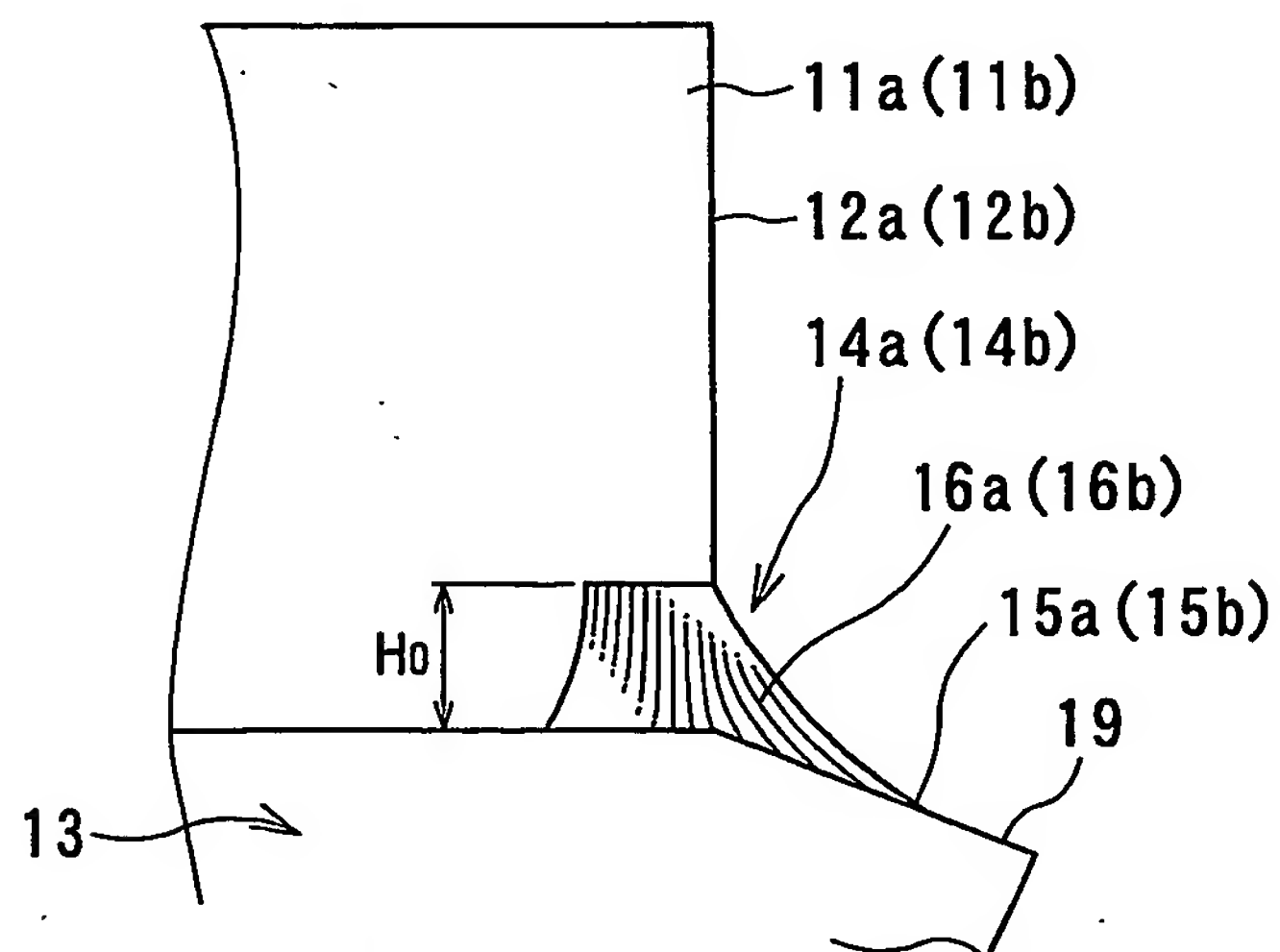


第10図

6/20

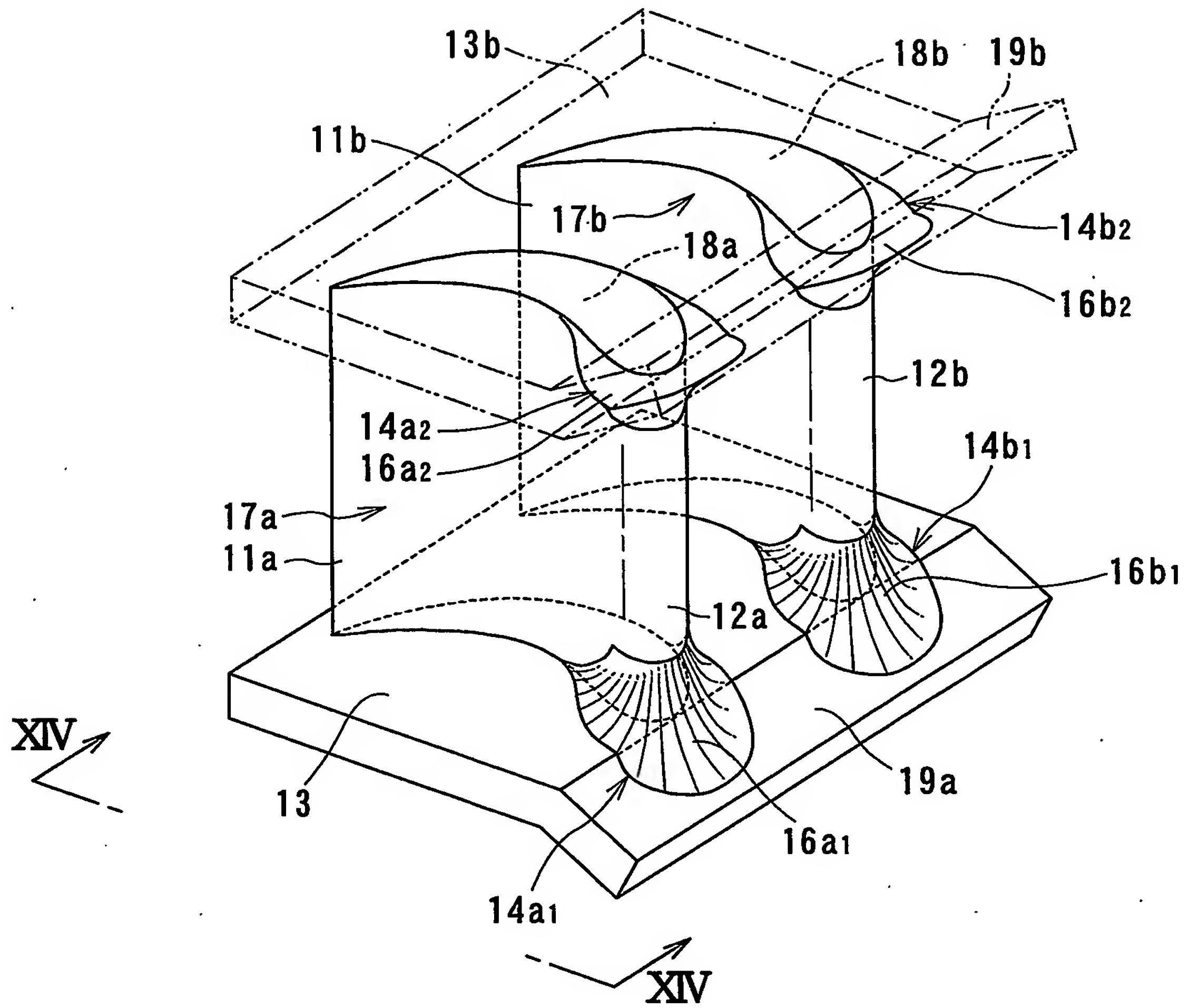


第11図



第12図

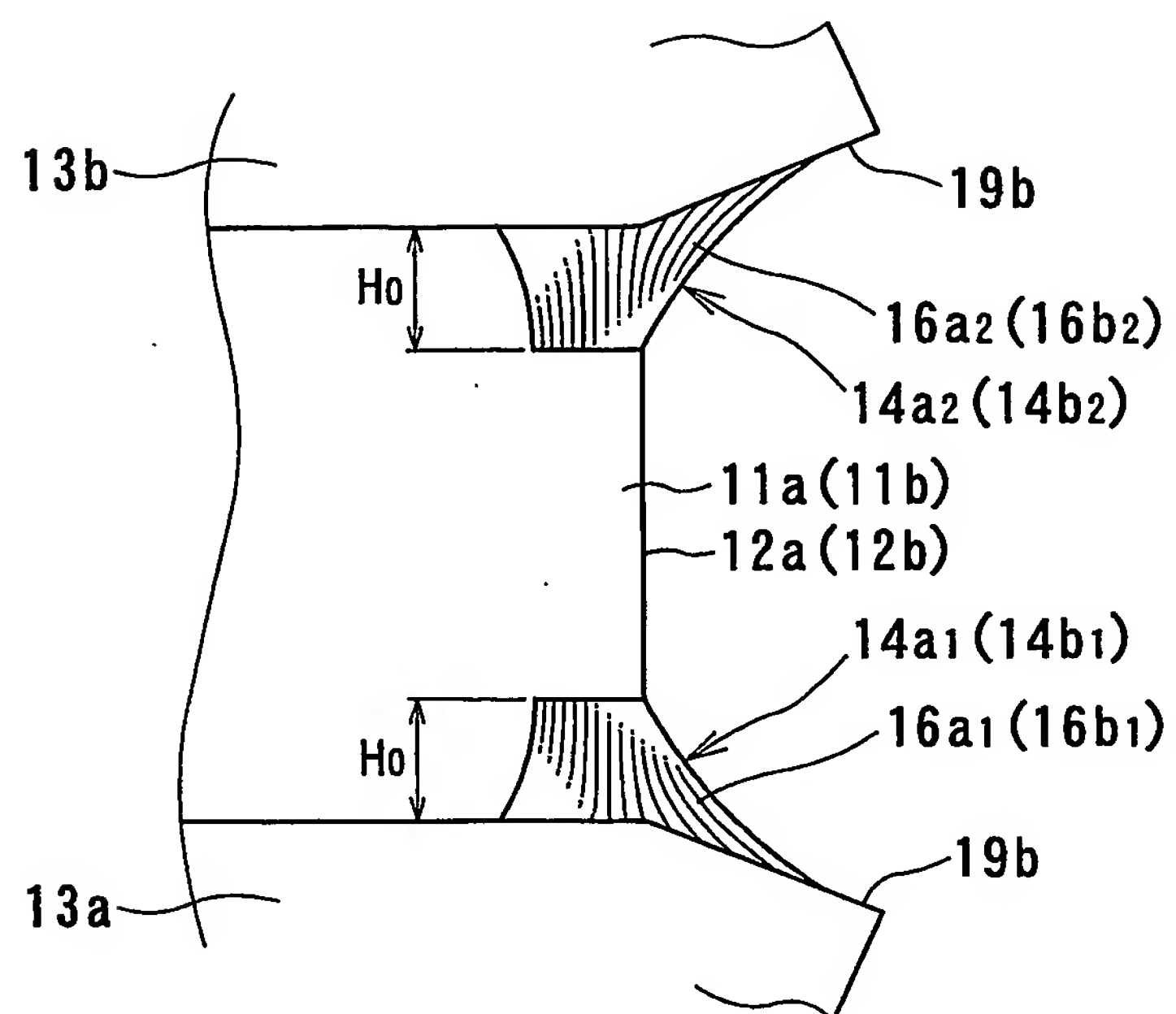
7/20



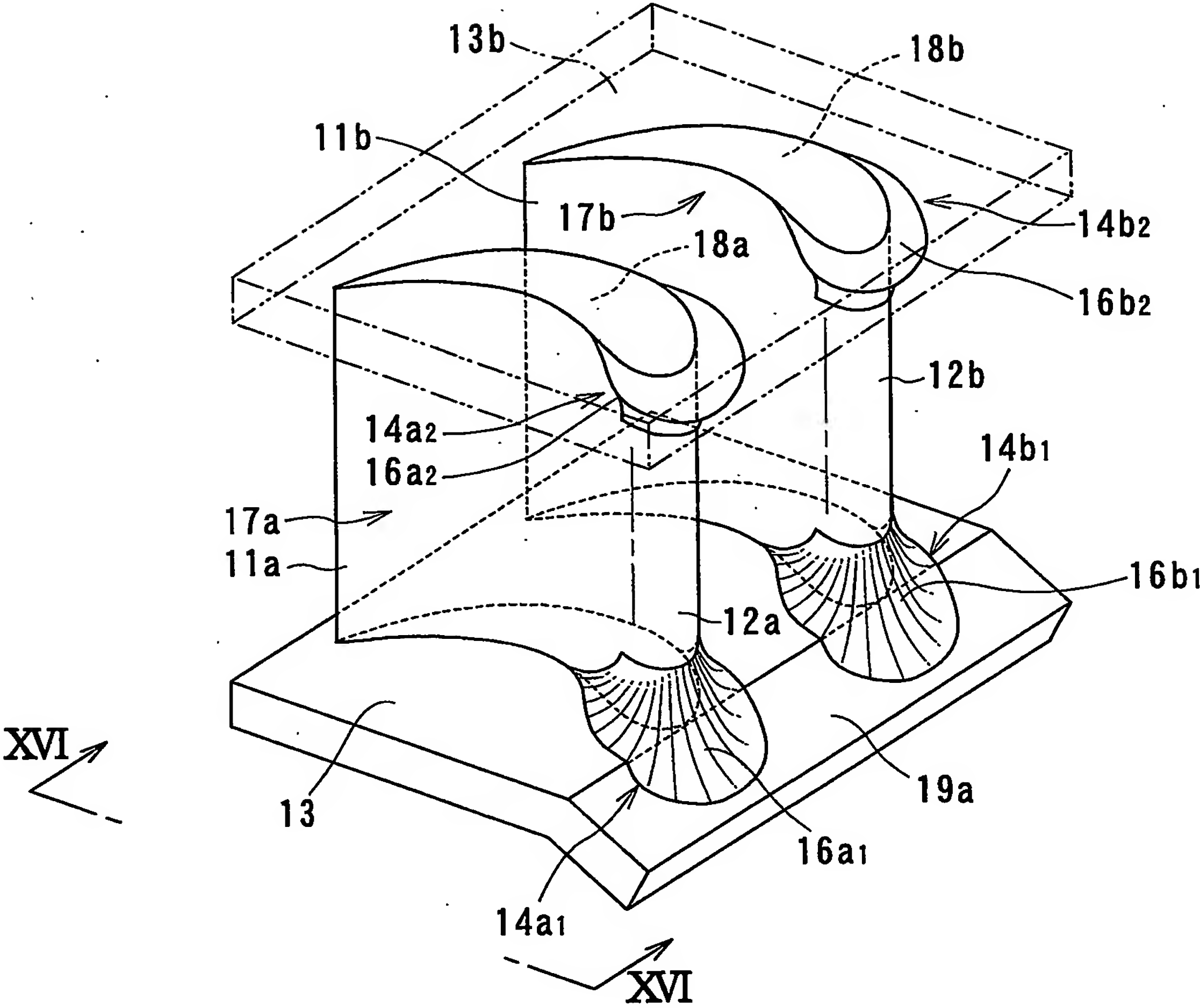
第13図



8/20

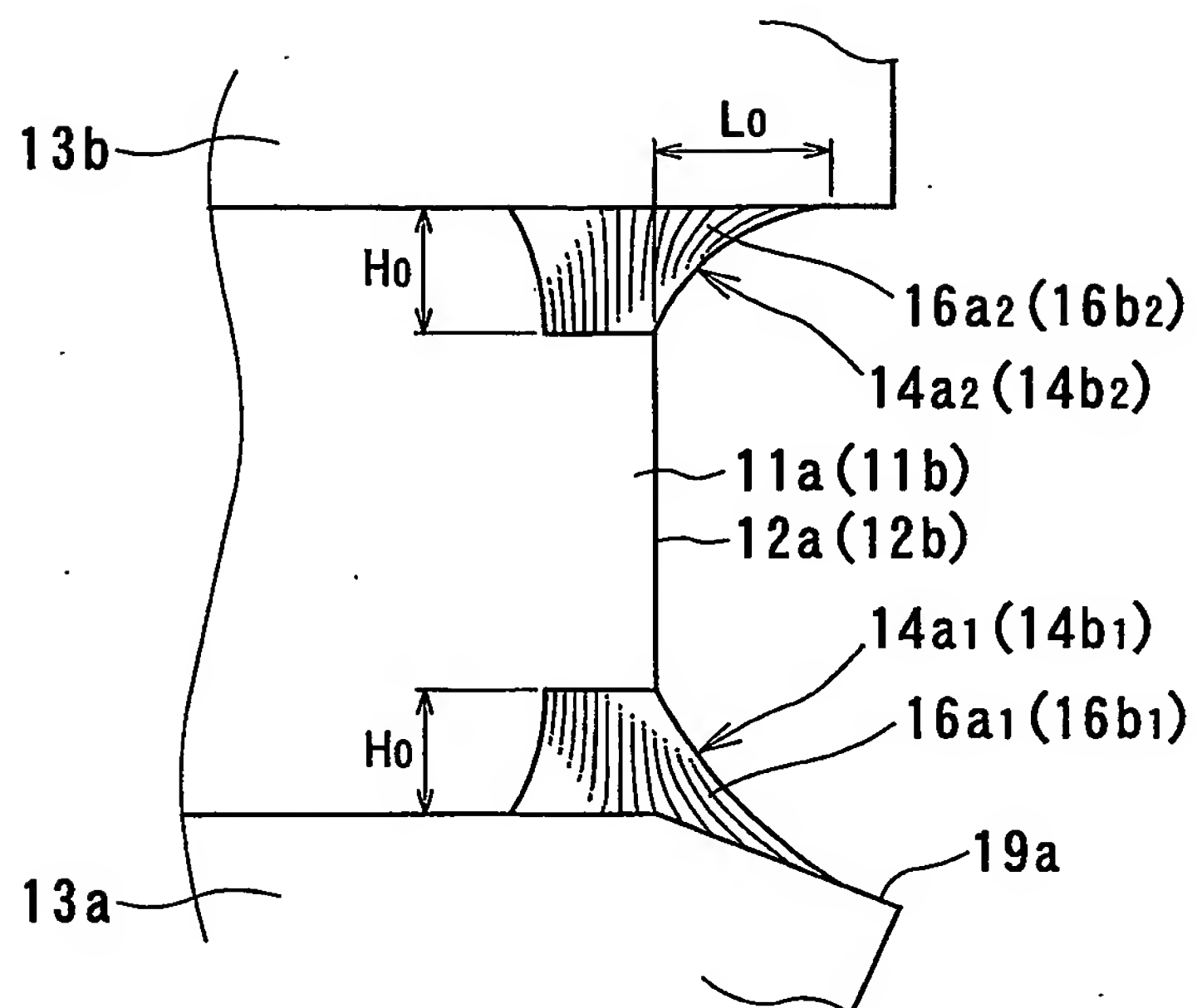


第14図



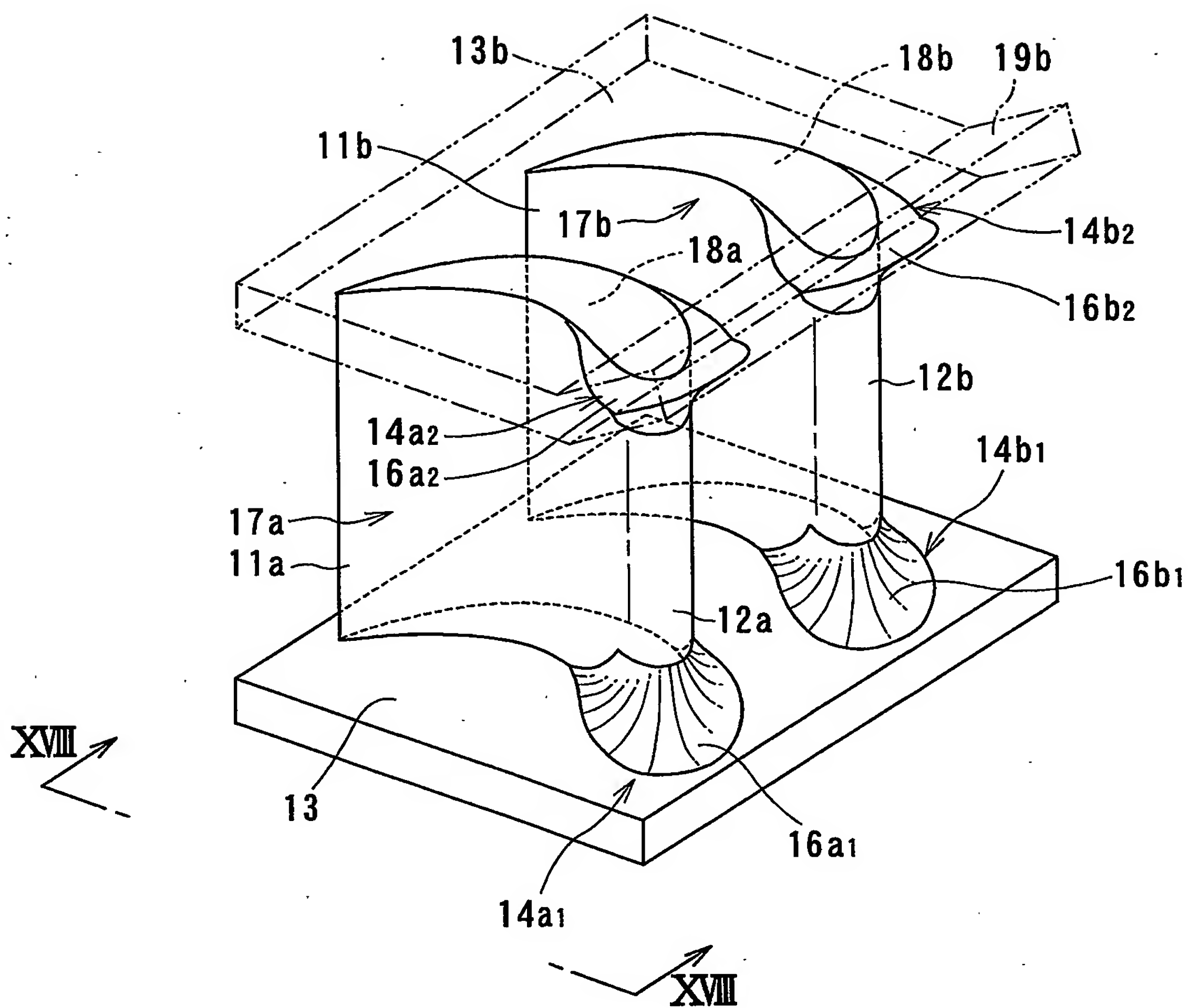
第15図

10/20



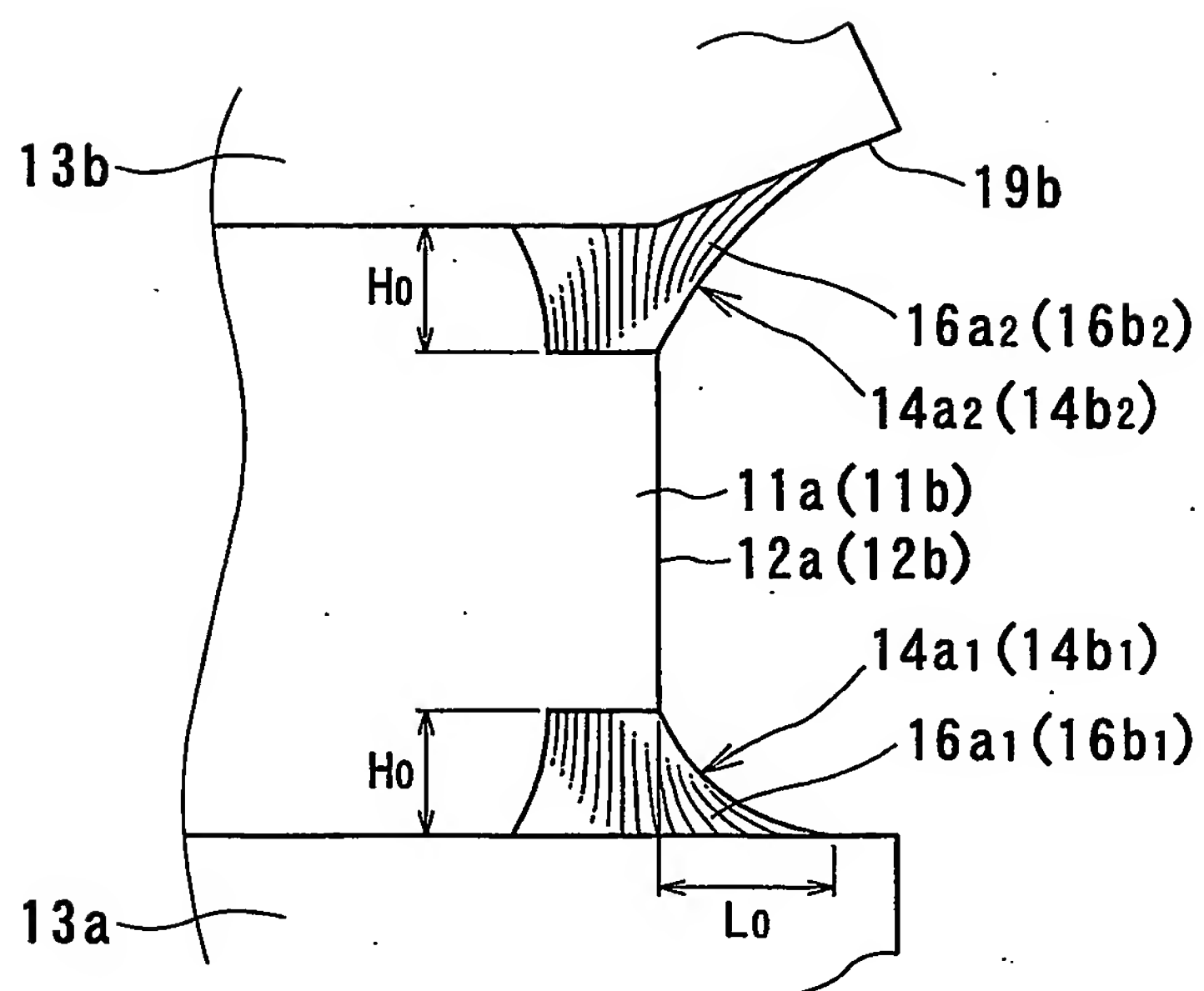
第16図

11/20



第17図

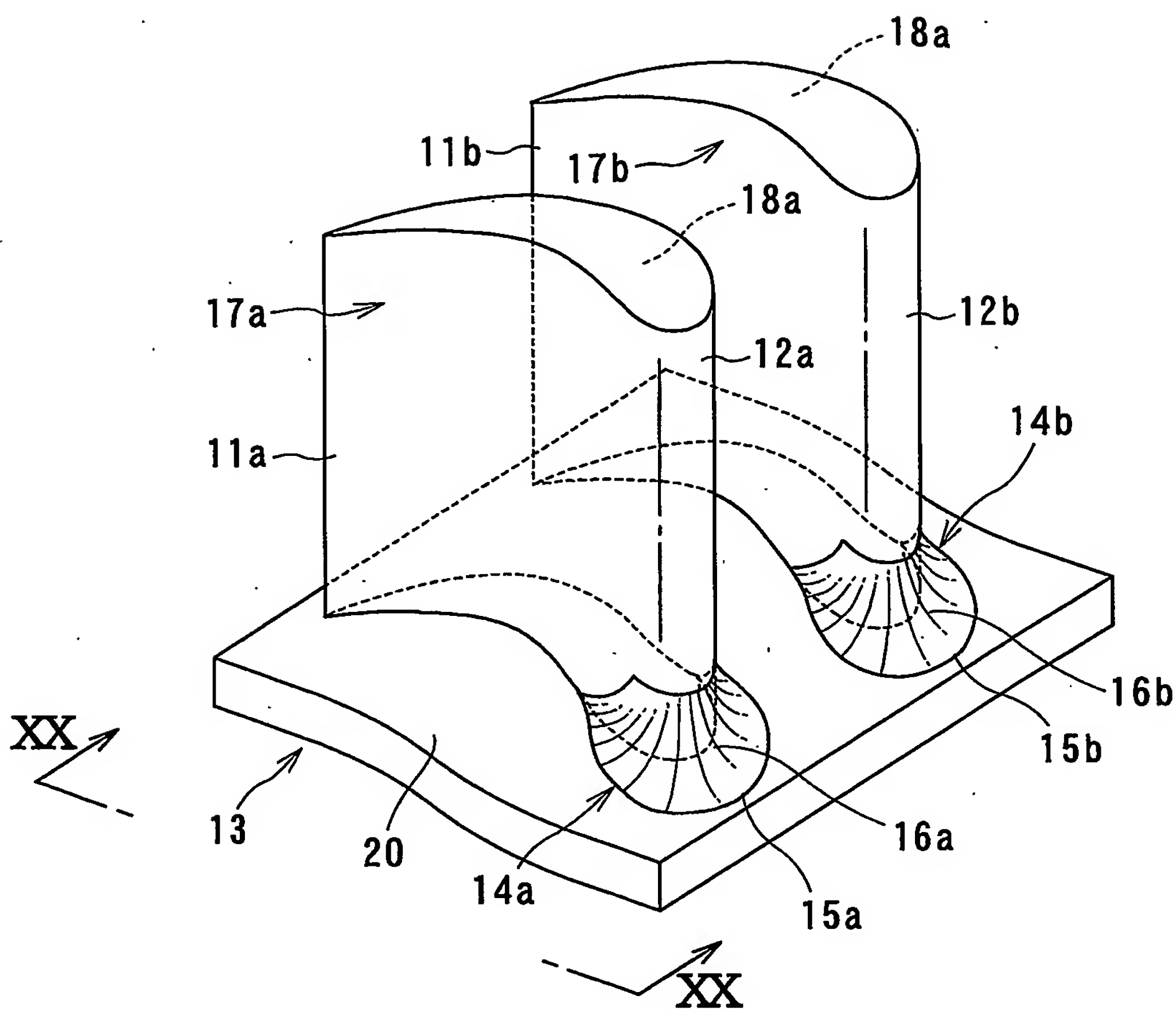
12/20



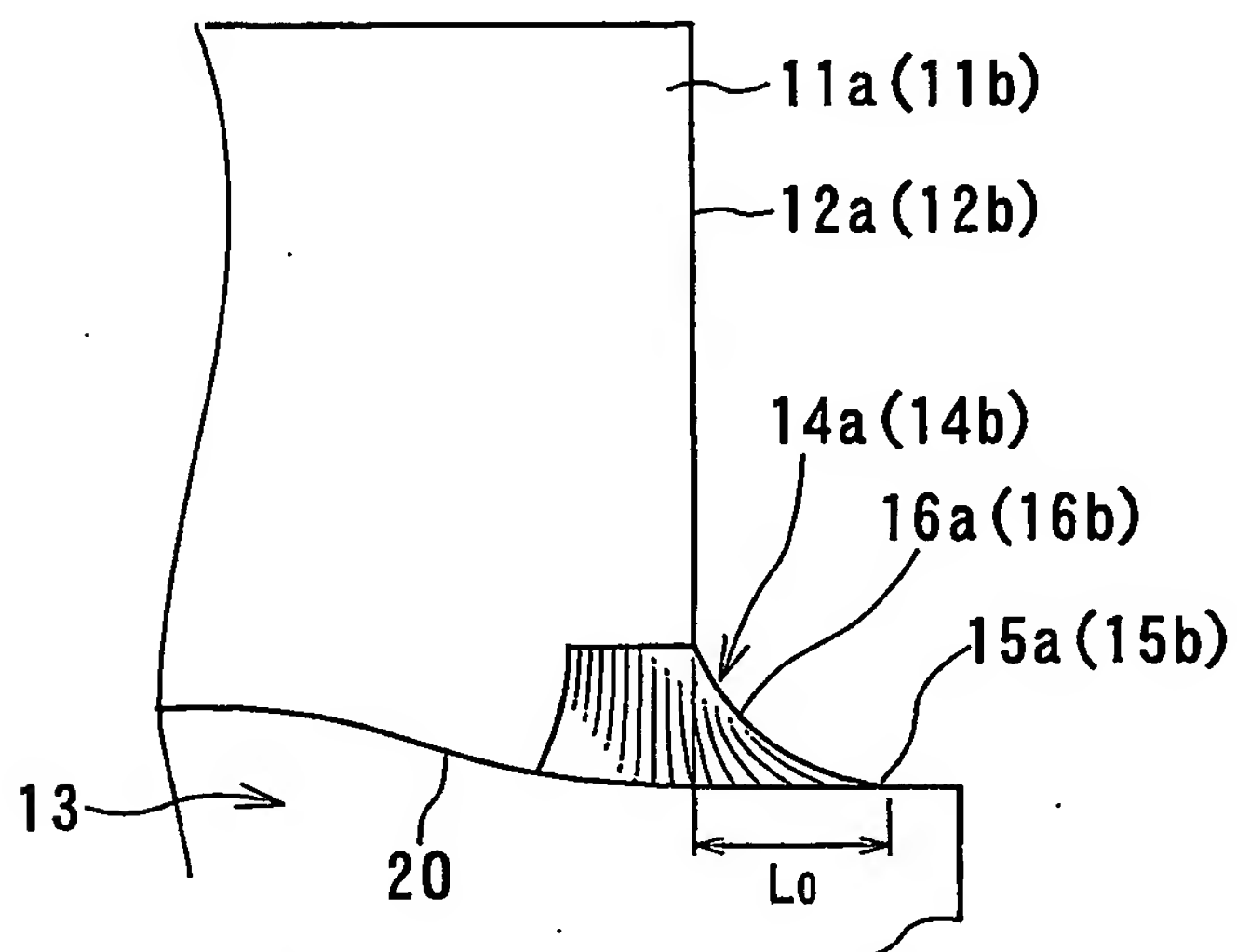
第18図



13/20

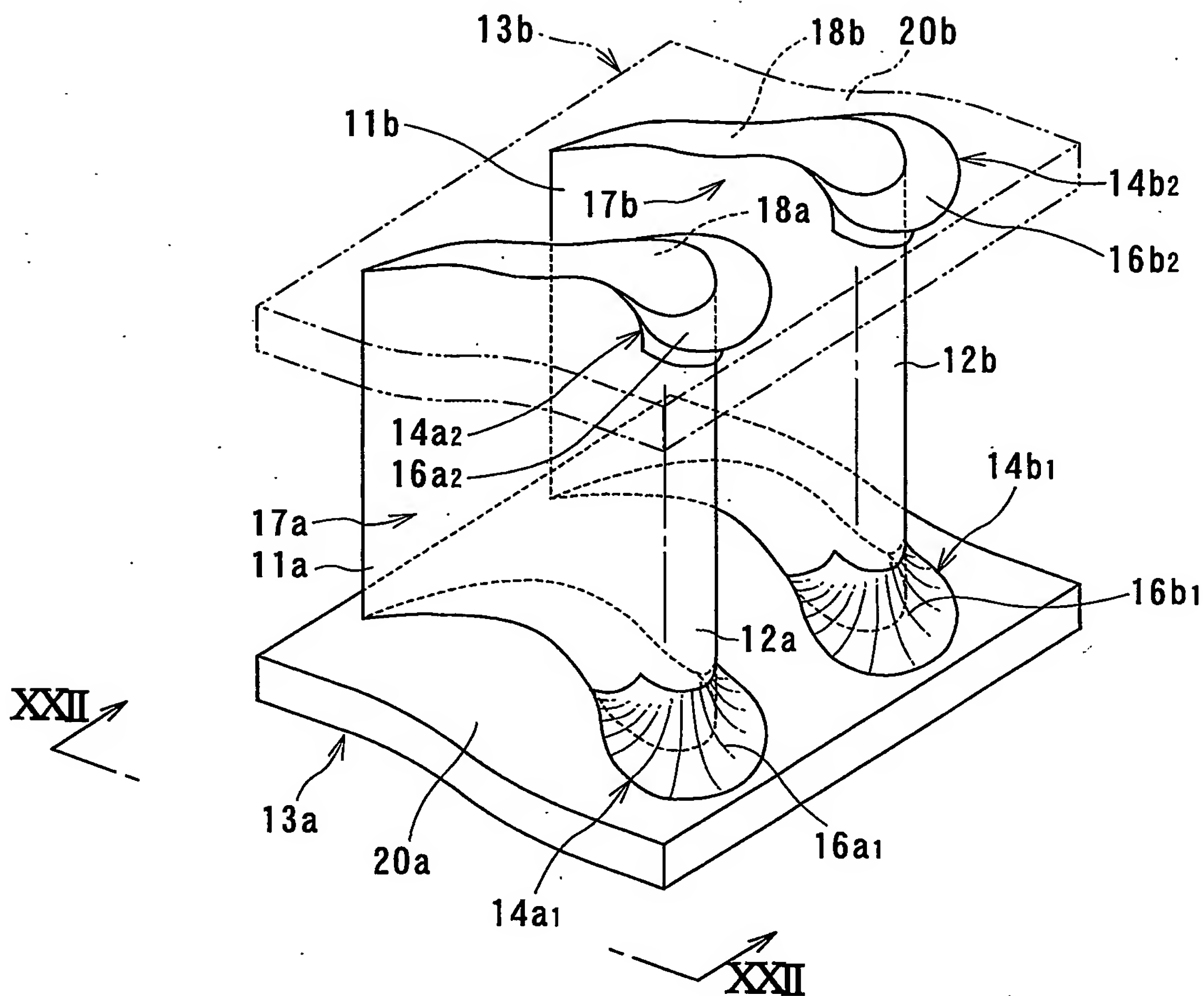


第19図



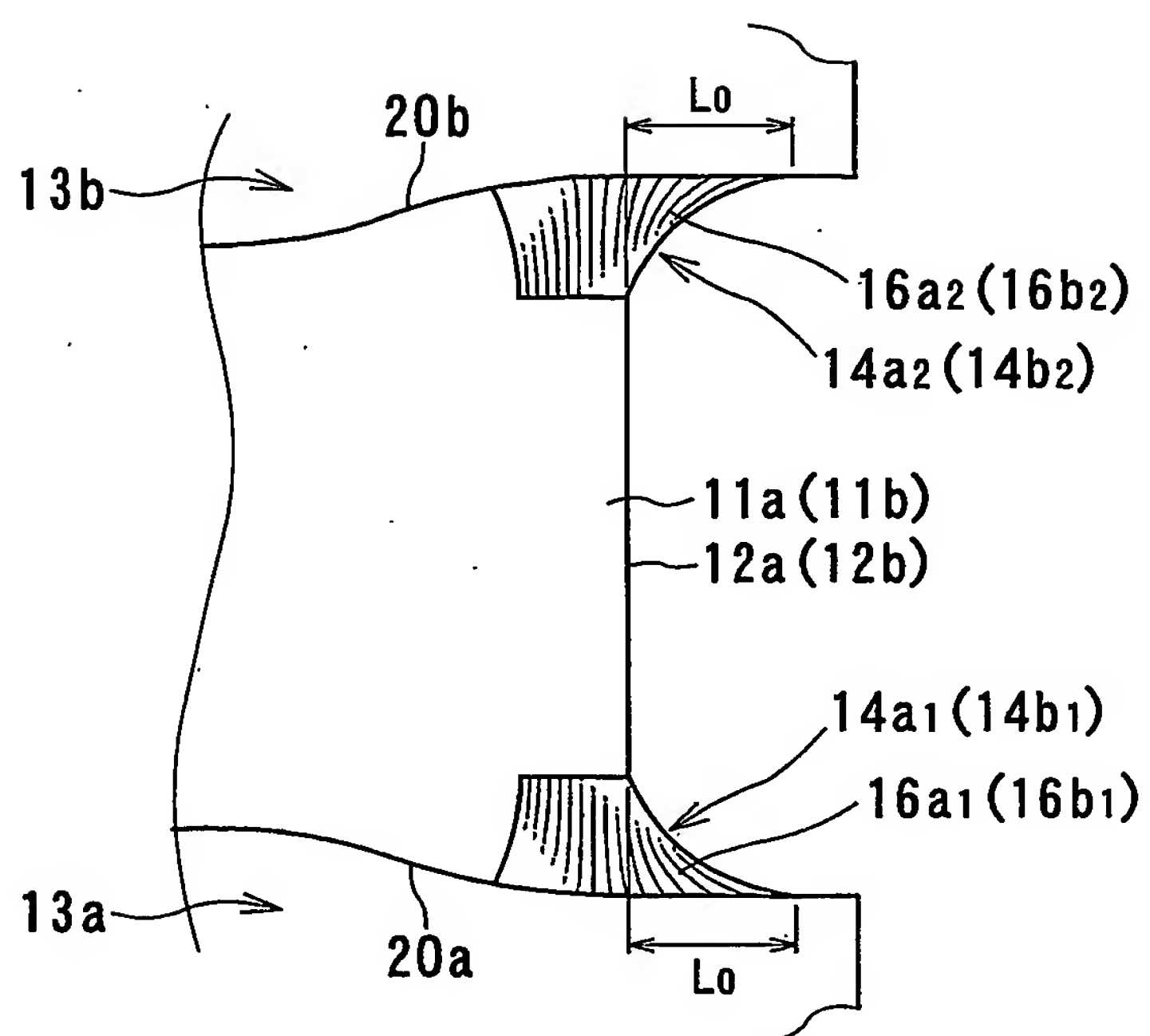
第20図

14/20



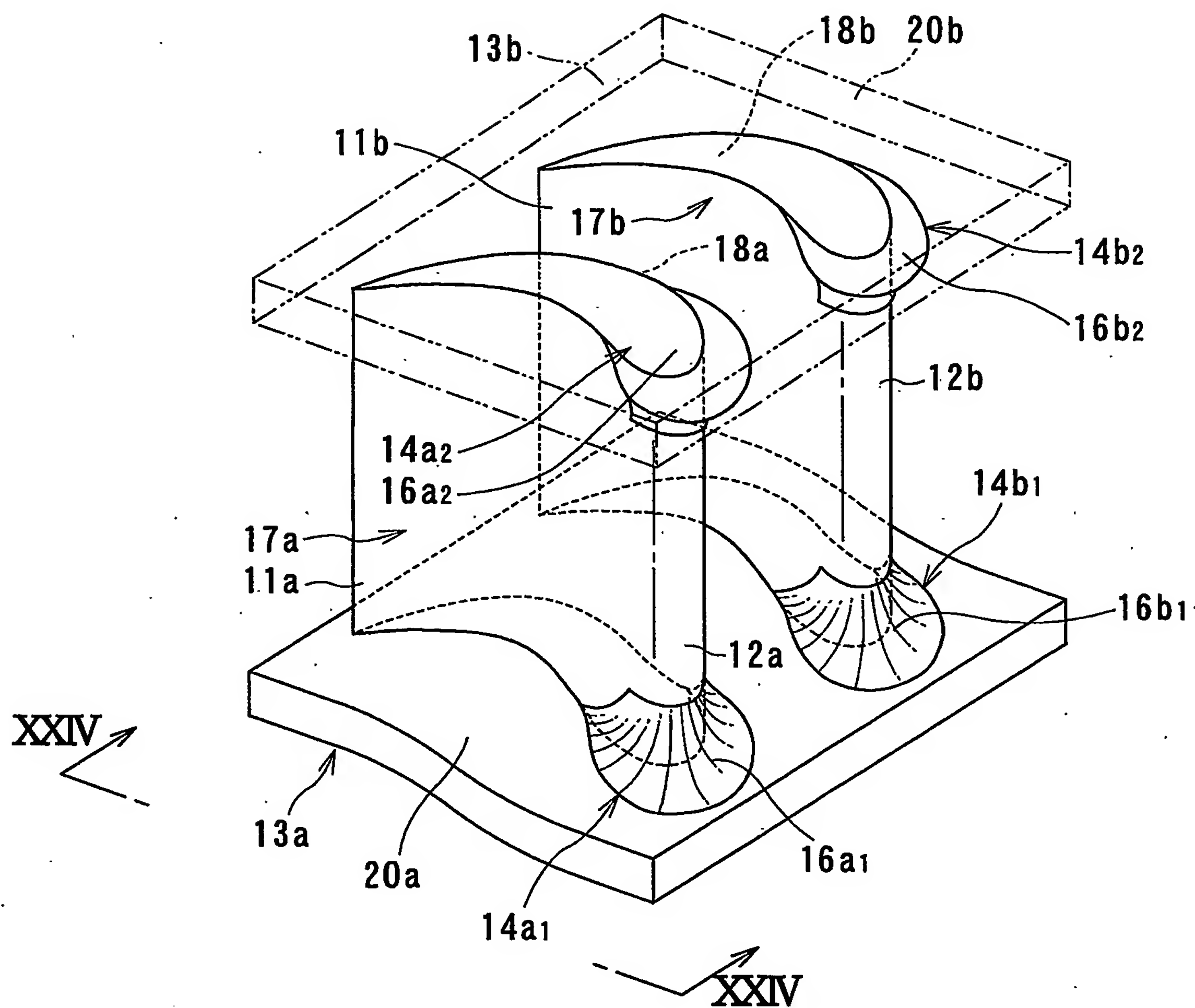
第21図

15/20



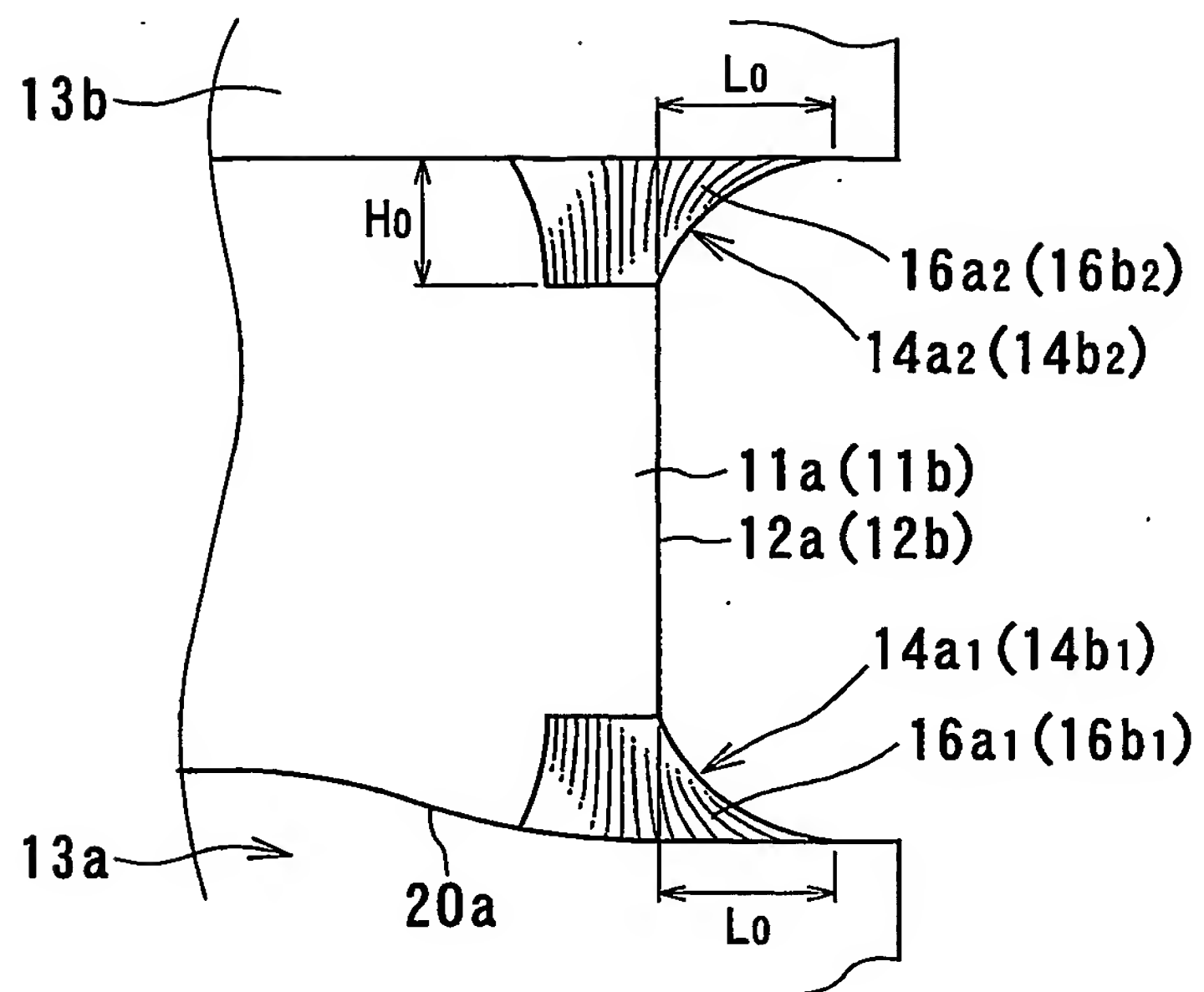
第22図

16/20



第23図

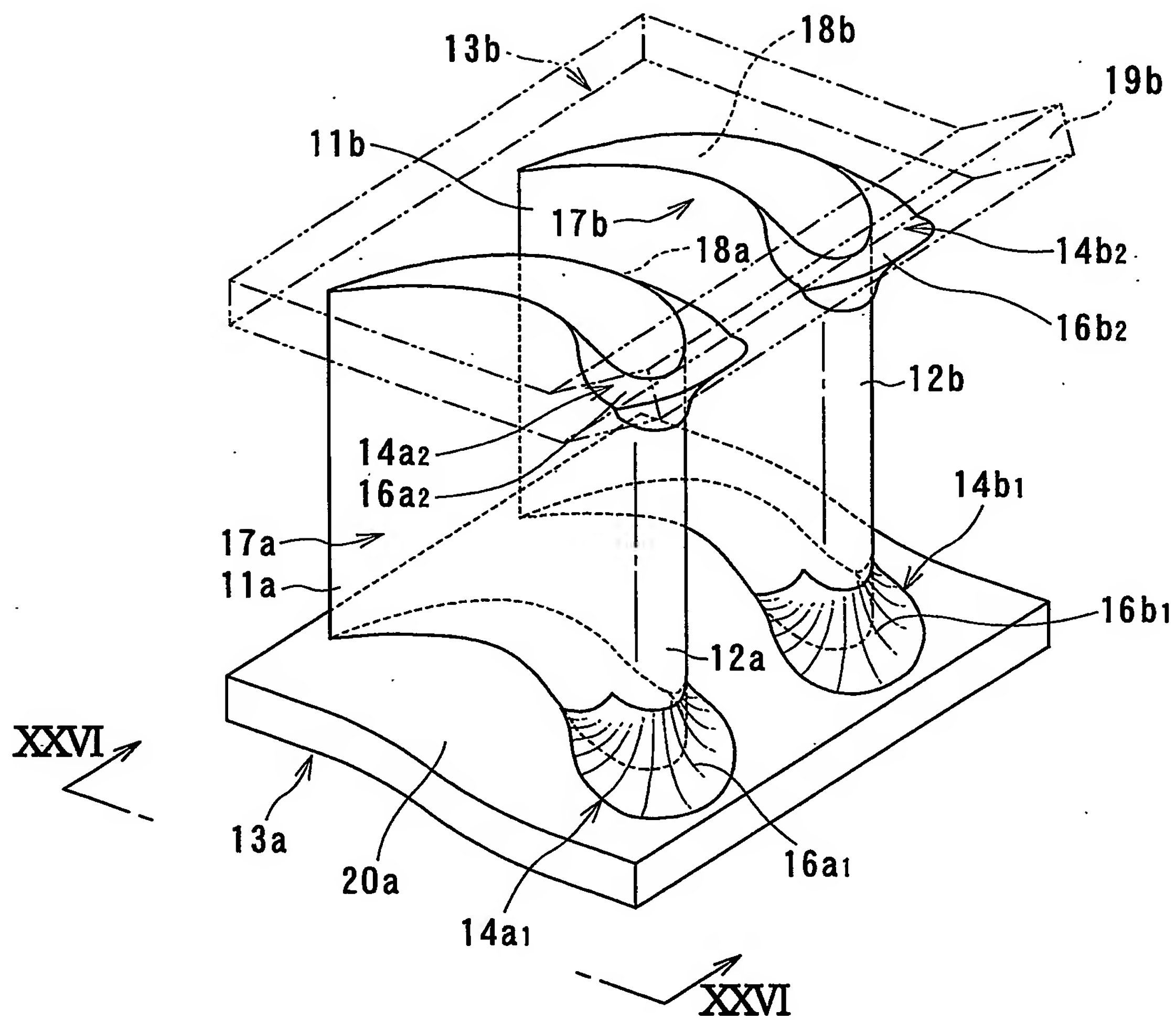
17/20



第24図

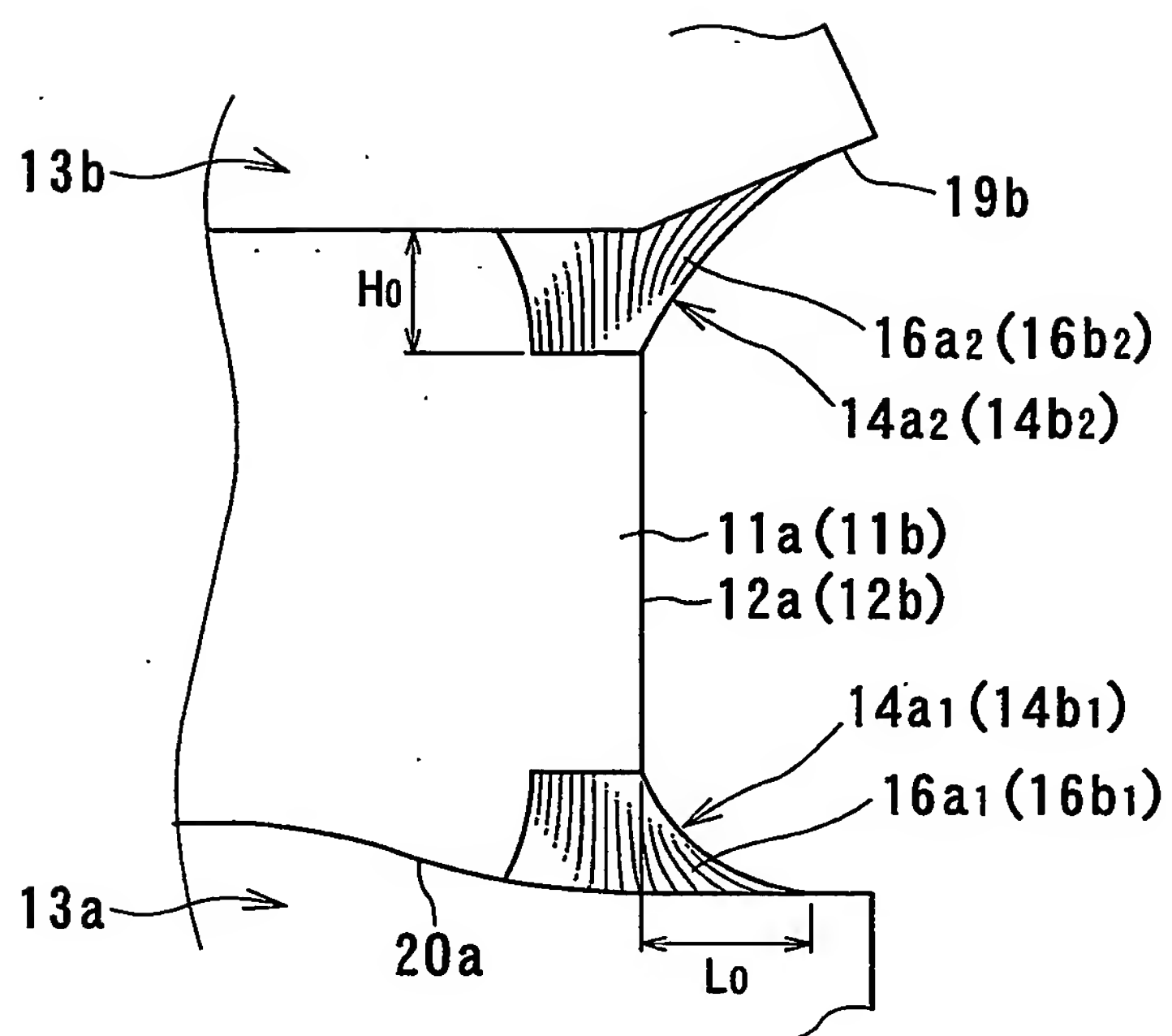


18/20



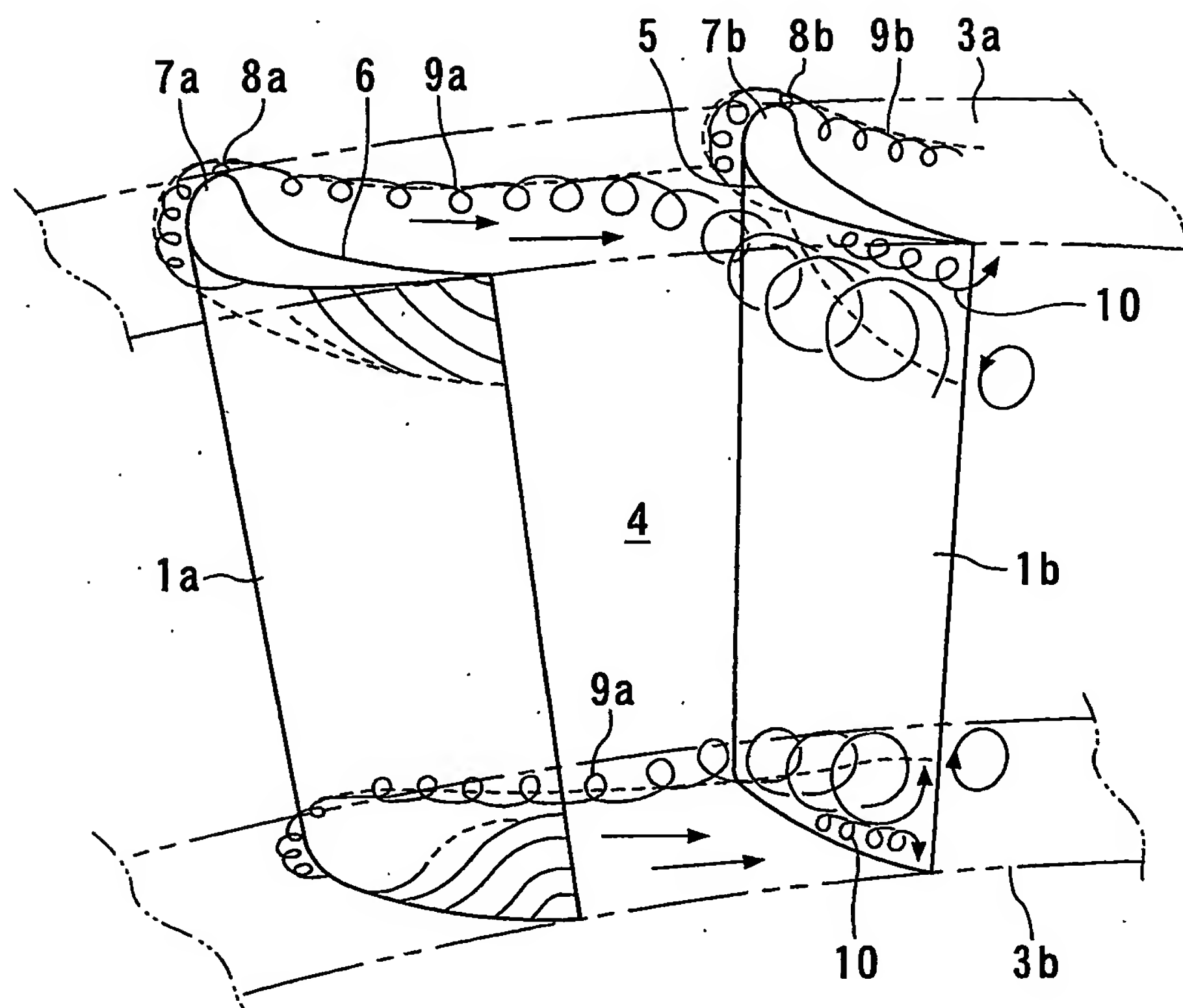
## 第25図

19/20

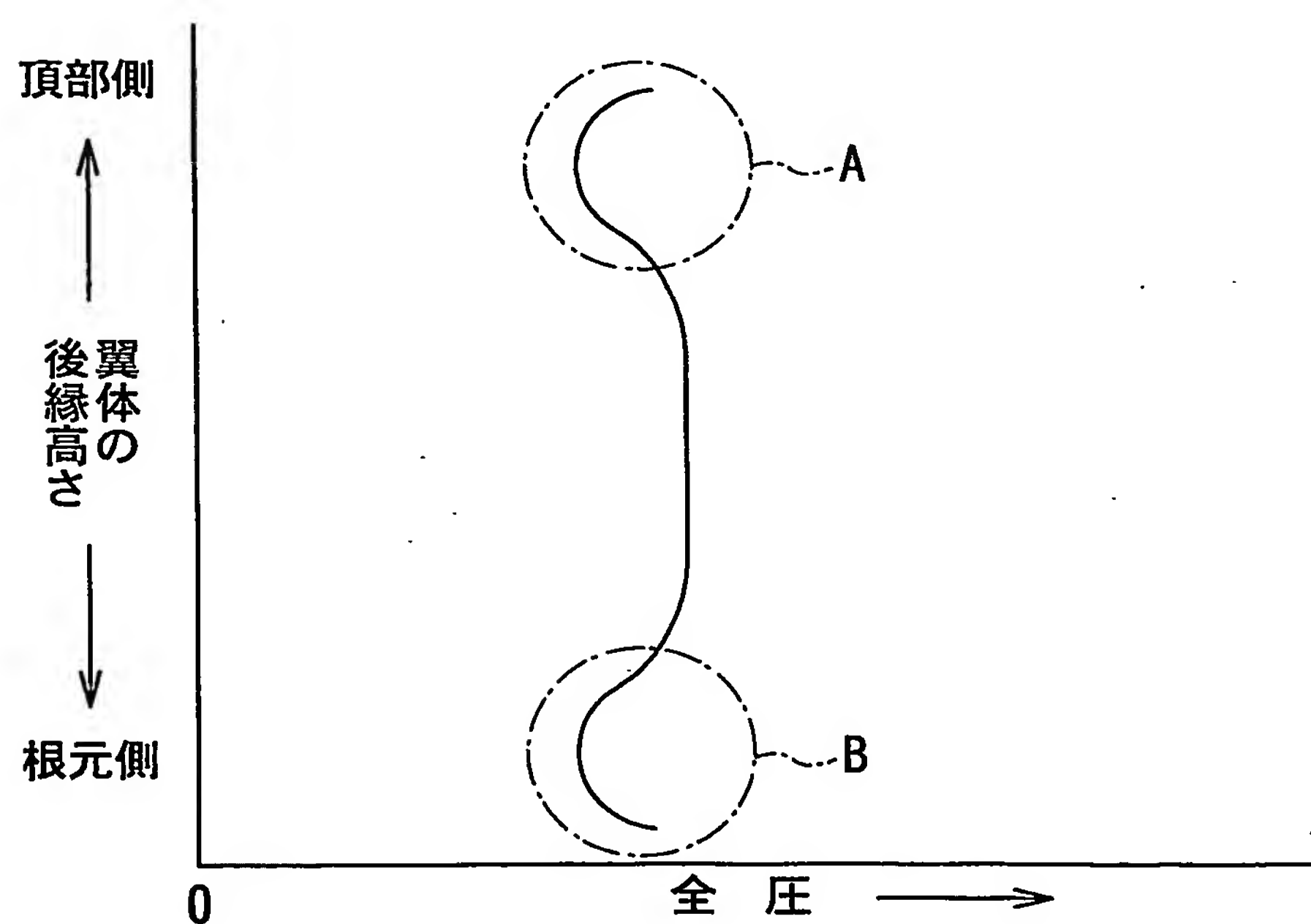


第26図

20/20



第27図



第28図